

VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

Fakulta strojního inženýrství

DIPLOMOVÁ PRÁCE

Brno, 2021

Bc. Zdeněk Dvořáček



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH HLAVNÍHO PODVOZKU PRO LETOUNY ŘADY
ZLÍN 40**

DESIGN OF THE MAIN LANDING GEAR FOR ZLIN 40 AIRCRAFT

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Zdeněk Dvořáček

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

BRNO 2021

Zadaní diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Zdeněk Dvořáček**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.**
Akademický rok: 2020/21

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh hlavního podvozku pro letouny řady Zlín 40

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Návrh hlavního podvozku pro letouny Zlín jako náhrada stávajícího hlavního podvozku. Provést výběr materiálu pro listovou pružinu a optimalizovat dimenze z hlediska hmotnosti. Zachovat deformační charakteristiku a způsob uchycení na konstrukci trupu. Zjednodušit technologii výroby.

Cíle diplomové práce:

Výpočet zatížení podvozku pro letouny současně vyráběné v Zlin Aircraft (ZA).

Návrh tvaru pružiny pro novou geometrii.

Výběr nejvhodnějšího materiálu (ocel, titan, kompozit) z hlediska hmotnosti, výrobní technologie a deformačních charakteristik.

Optimalizovat dimenze z hlediska hmotnosti a deformační charakteristikou stávající pružiny.

Pro zvolený materiál provést pevnostní výpočet s uvažováním materiálové a geometrické nelinearity.

Pevnostní výpočet komplexní sestavy hlavního podvozku.

Výkresy základní sestavy.

Seznam doporučené literatury:

NIU, M. Ch.-Y. Airframe structural design. 2nd ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd. ISBN 962-7128-09-0.(Chapter 12.0).

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zabývá modernizací hlavního podvozku letounu Z 143 LSi. Hlavní důraz je kladen na optimalizaci tvaru podvozkové nohy a její deformační charakteristiky. Společně s touto změnou jsou vyšetřeny varianty z různých materiálů. Analyticky je vypočteno zatížení při přistání a únosnost konstrukce je ověřena pomocí numerické metody MKP. Práce přináší možné nahrazení současného podvozku, který je výrobně náročný nejen časově a finančně, ale také z hlediska kooperace ze strany externích firem. Cílem je navrhnout novou podvozkovou nohu a ověřit proveditelnost pro případ budoucí realizace.

KLÍČOVÁ SLOVA

Z-143, letoun, podvozek, případy zatížení, MKP analýza, modernizace

ABSTRACT

This master thesis deals with the modernization of the main landing gear of the Z 143 LSi aircraft. The main emphasis is placed on optimizing of the landing gear shape and its deformation characteristics. Along with this change, variants made of different materials are examined. The landing load is calculated analytically and the load-bearing capacity of the structure is verified using the numerical FEM method. This work brings a possible replacement of the current chassis, which is production-intensive not only in time and money, but also in terms of cooperation with external companies. The objective is to design a new landing gear and verify the feasibility for the case of future implementation.

KEYWORDS

Z-143, aircraf, landing gear, load cases, FEM analysis, modernisation

DVOŘÁČEK, Zdeněk. *Návrh hlavního podvozku pro letouny řady Zlín 40*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav, 2021, 97 s. Diplomová práce. Vedoucí práce: prof. Ing. Antonín Píštěk, CSc.

Prohlášení autora o původnosti díla

Jméno a příjmení autora: Bc. Zdeněk Dvořáček
VUT ID autora: 184198
Typ práce: Diplomová práce
Akademický rok: 2020/21
Téma závěrečné práce: Návrh hlavního podvozku pro letouny řady Zlín 40

Prohlašuji, že svou závěrečnou práci jsem vypracoval samostatně pod vedením vedoucí/ho závěrečné práce a s použitím odborné literatury a dalších informačních zdrojů, které jsou všechny citovány v práci a uvedeny v seznamu literatury na konci práce.

Jako autor uvedené závěrečné práce dále prohlašuji, že v souvislosti s vytvořením této závěrečné práce jsem neporušil autorská práva třetích osob, zejména jsem nezasáhl nedovoleným způsobem do cizích autorských práv osobnostních a/nebo majetkových a jsem si plně vědom následků porušení ustanovení § 11 a následujících autorského zákona č. 121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon), ve znění pozdějších předpisů, včetně možných trestněprávních důsledků vyplývajících z ustanovení části druhé, hlavy VI. díl 4 Trestního zákoníku č. 40/2009 Sb.

Brno

.....

podpis autora*

*Autor podepisuje pouze v tištěné verzi.

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval vedoucímu diplomové práce prof. Ing. Antonínu Píškovi, CSc. za odborné vedení, konzultace, trpělivost a podnětné návrhy k práci.

Obsah

Úvod	11
1 Historie firmy Zlin Aircraft	12
2 Popis a charakteristiky letounu Z-143 LSi	14
3 Přehled hlavních podvozků letounů	
kategorie General Aviation	18
3.1 Yakovlev Yak 12	18
3.1.1 Hlavní podvozek Yak 12	18
3.2 Cessna 140	19
3.2.1 Hlavní podvozek C 140	19
3.3 Cessna 150	20
3.3.1 Hlavní podvozek C 150	21
3.4 Cessna 172	21
3.4.1 Hlavní podvozek C 172	22
3.5 Piper PA-28	23
3.5.1 Hlavní podvozek PA-28	23
3.6 Piper PA-38	24
3.6.1 Hlavní podvozek PA-38	24
3.7 VUT100 Cobra	25
3.7.1 Hlavní podvozek VUT100 Cobra	26
3.8 Aermacchi AL-60	27
3.8.1 Hlavní podvozek AL-60B	27
3.9 PZL-104 Wilga	28
3.9.1 Hlavní podvozek PZL-140	28
3.10 Diamond DA20	29
3.10.1 Hlavní podvozek DA20	29
3.11 Yakovlev Yak-55	30
3.11.1 Hlavní podvozek Yak-55	30
3.12 Sukhoi Su-31	31
3.12.1 Hlavní podvozek Su-31	31
3.13 Zlin Z-50	32
3.13.1 Hlavní podvozek Z-50	32
3.14 Porovnání podvozků letounů kategorie General aviation	33

4	Popis současného podvozku letounu	35
	Z-143 LSi	35
4.1	Příďový podvozek	35
4.2	Hlavní podvozek	35
5	Výrobní postup současné podvozkové nohy	37
5.1	Vyřezání tvaru podvozkové nohy	37
5.2	Ohrubování	37
5.2.1	Frézování č.1	37
5.2.2	Broušení	37
5.2.3	Frézování č.2	37
5.3	Ohýbání, zušlechťování dílce	38
5.4	Defektoskopická kontrola	38
5.5	Dokončení dílce a montáž	39
5.6	Posouzení současné technologie	39
6	Hmotový rozbor a centráže	40
6.1	Hmotový rozbor	40
6.2	Stanovení prázdné hmotnosti	43
6.3	Centrážní rozbor	43
6.3.1	Výpočet jednotlivých hmotnostních konfigurací	44
7	Výpočet pozemního zatížení	46
7.1	Výpočet klesací rychlosti	46
7.2	Výpočet násobku setrvačných sil	46
7.3	Vstupní předpoklady	47
7.4	Případy zatížení	48
7.4.1	CS 23.477 Uspořádání přistávacího zařízení	48
7.4.2	CS 23.479 Podmínky vodorovného přistání	48
7.4.3	CS 23.481 Podmínky přistání s velkým úhlem náběhu (na ostruhu)	52
7.4.4	CS 23.483 Podmínky přistání na jedno kolo	53
7.4.5	CS 23.485 Podmínky bočního zatížení	53
7.4.6	CS 23.493 Podmínky brzdění při pojíždění	54
7.4.7	CS 23.497 Dodatečné podmínky pro ostruhová kola	55
7.4.8	CS 23.499 Dodatečné podmínky pro příďová kola	55
7.4.9	CS 23.509 Zatížení při vlečení	57
7.5	Souhrn kritických hodnot zatížení	59

8 Návrh a MKP analýza podvozkových řešení	60
8.1 Určení zatížení	60
8.2 MKP analýza	60
8.2.1 Popis MKP modelu	60
8.3 Varianta č. 1 – původní noha	63
8.4 Varianta č. 2 – přímá ocelová	64
8.5 Varianta č. 3 – přímá titanová	65
8.6 Varianta č. 4 – přímá hliníková	66
8.7 Varianta č. 5 – HTCL	66
8.8 Shrnutí	68
Závěr	70
Literatura	71
Seznam příloh	78
A Hmotové konfigurace a centráž	79
B Dynamická zkouška hlavního podvozku	85
C Výsledky MKP analýzy	86

Úvod

Zadání této diplomové práce vychází z požadavku modernizace letounu Z-143 LSi, resp. celé řady letounů Z-40. Cílem je především poukázat na inovační možnosti a navrhnout možná řešení, splňující požadavky předpisu i technologické možnosti s ohledem na výrobní náklady. Současná technologie výroby je náročná z hlediska kooperace s externími firmami a nelze zaručit pokračování výroby zakřivené podvozkové nohy metodou ohýbáním zastudena. Je zřejmé, že jakákoliv změna znamená pro výrobce vysoké náklady nejen z důvodu vývoje, prototypových zkoušek, nutnosti vytvoření vhodných pracovních podmínek ale i certifikace. Proto je kladen důraz na co možná nejmenší změny ostatních celků letounu. Možnosti ani rozsah práce neumožňují věnovat se všem aspektům modernizace, zejména vypracování podrobného pracovního postupu nového podvozku. Nicméně díky konzultacím je navržené řešení proveditelné a může být využito jako primární krok k praktické realizaci.

1 Historie firmy Zlin Aircraft

Společnost ZLIN Aircraft (dále ZA) je jednou z nejstarších firem vyrábějících letadla na světě vůbec. Byla založena v roce 1934 Janem Antonínem Baťou v Otrokovicích u Zlína pod názvem Zlínská letecká akciová společnost. Nejprve vyráběla bezmotorové kluzáky, později se vývoj ubíral směrem k motorovým kluzákům a letadlům.

První motorový letoun, který se dostal do sériové produkce, byl Z–XII s motorem Persy II disponujícím 33 kW. Přestože to byl první model, slavil úspěchy. Konstrukci trupu i křídla tohoto dvoumístného samonosného dolnoplošníku tvořila celodřevěná kostra potažená překližkou. Ocasní plochy byly dřevěné, potažené částečně dýhou a plátnem. Vyrobito se více než 200 kusů tohoto typu. Letoun Z–XII sloužil k výcviku především v pilotních školách a aeroklubech.

Po druhé světové válce vypsal v roce 1946 ministerstvo národní obrany soutěž na konstrukci elementárního školního letounu se dvěma sedadly v tandemovém uspořádání a s dvojitým řízením. Měl být schopen všech obrátů vyšší pilotáže i školení letu podle přístrojů. ZA vyvinul a přihlásil do soutěže dnes známý typ po celém světě Z–26 Trener. Byl smíšené konstrukce – křídlo a ocasní plochy byly celodřevěné, potažené plátnem, zatímco trup byl tvořen příhradovou konstrukcí svařenou z ocelových trubek a plátěným potahem. Tato řada letounů procházela mnoha modernizacemi, vznikaly i jednomístné akrobatické verze. Ještě dnes jsou v českých aeroklubech stále v provozu vlečné letouny např. Z–226 viz obr.1.1.



Obr. 1.1: Zlin Z–226 MS s vlečným zařízením [14]

V druhé polovině šedesátých letch minulého století začala konstrukční skupina vedená Ing. Janem Mikulou navrhovat novou řadu letounů pro zajištění úplného výcviku pilotů – od školení základního přes výcvik akrobacie a výuky létání podle přístrojů až po kondiční a navigační létání sportovců. Úkolem bylo navrhnout letounovou řadu tak, aby v ní mohly být typy pro přepravu osob, nákladů a pro speciální použití. Jedním z nejdůležitějších požadavků na vývoj bylo dosažení co nejnižší konečné prodejní ceny. Z toho důvodu sdílely všechny typy modelové řady Z-40 maximum stejných stavebních prvků. Volba sedadel vedle sebe vycházela z toho, že nákladné přístroje nemusí být zdvojené a mohou být ovladatelné z obou míst. Ekonomickou analýzou bylo zjištěno, že neoptimálnějším řešením budou celokovové letouny s příhradovou svařovanou střední částí trupu potaženou skelným laminátem. Zadní část trupu tvořila celokovová poloskořepina. Křídlo bylo celokovové jednonosníkové konstrukce se šterbinovými křídélky a mechanicky ovládanými klapkami. Přistávací zařízení tvoří pevný tříkolový podvozek s olejopneumaticky tlumenou příhradovou nohou. Nohy hlavního jsou z plochých ocelových listových pružin. V průběhu let došlo k několika modernizacím především zástavbou různých pohonných jednotek a avioniky. K významným konstrukčním či technologickým změnám nedocházelo. [15]

V současnosti ZA vyrábí dva typy letounů této řady, konkrétně Z-242 L a Z-143 LSi. Typ Z-242 L je dvousedadlový plně akrobatický letoun v kategorii podle předpisu FAR/CS 23. Oba letouny mají své místo na trhu a jsou ceněny především pro své robustní podvozky, díky kterým jsou využívány pro trénink žáků armádních škol v zemích Evropy i Jižní Ameriky. Nicméně současná technologie výroby je velmi náročná z hlediska kooperace, a návrhem nového hlavního podvozku se zabývá i tato práce.

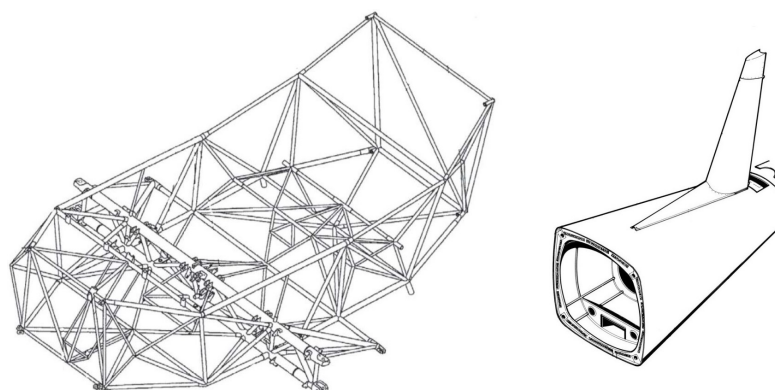
2 Popis a charakteristiky letounu Z-143 LSi

Letoun Z-143 LSi je čtyřmístný, jednomotorový dolnoplošník celokovové konstrukce. Je používán pro vlečení kluzáků, reklamních transparentů, výcvik pilotů nebo pro pozorovací a vyhlídkové lety. Jak již bylo zmíněno v úvodu práce, vývojově vychází z řady Z-40, je nabízen ve dvou kategoriích cvičný (utility) a normální (normal). Letoun je možno volitelně vybavit autopilotem a vybavením pro VFR NOC popřípadě IFR lety.



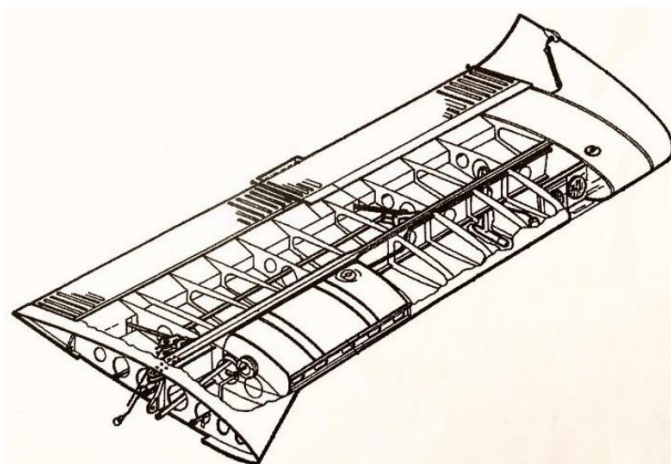
Obr. 2.1: Letoun Z 143 LSi [31]

Jak již bylo uvedeno, letoun je celokovové robustní konstrukce, dolnoplošníkovo uspořádání vynikající především zvýšenou odolností vůči okolním vlivům. Trup je smíšené konstrukce, rozdělen na střední příhradovou část a zadní poloskořepinovou část z duralového plechu, plátovaného hliníkem viz obr.2.2. Hlavní nosník centroplánu je přetlakovaný dusíkem pro včasnou indikaci trhliny. Životnost konstrukce je měřena zastavěným akcelerometrem AMU 1, na základě něho je letounu prodlužována životnost až do 18 tisíc letových hodin. Karoserie je ze skelného laminátu a plechových krytů motoru.



Obr. 2.2: Střední a zadní části trupu [30]

Křídlo (obr.2.3) je obdélníkové s kladným vzepětím, bez šípu a bez aerodynamického zkroucení. V kořenu i konci křídla je použit profil NACA 63 416.5. Hlavní nosník křídla je spojen s centroplánem pomocí dvou kuželových čepů s válcovými pouzdry. Hlavní i pomocný nosník je z duralu. Křídélka, vybavená pevnými odlehčovacími ploškami i klapky, jsou celokovové, šterbinové. Hlavní nádrže o objemu 2×61 litrů jsou v náběžné hraně, na koncích křídel jsou pomocné nádrže o objemu 2×51 litrů. Zakončení křídla je se skládá z kompozitních materiálů, nosníku a žebra.

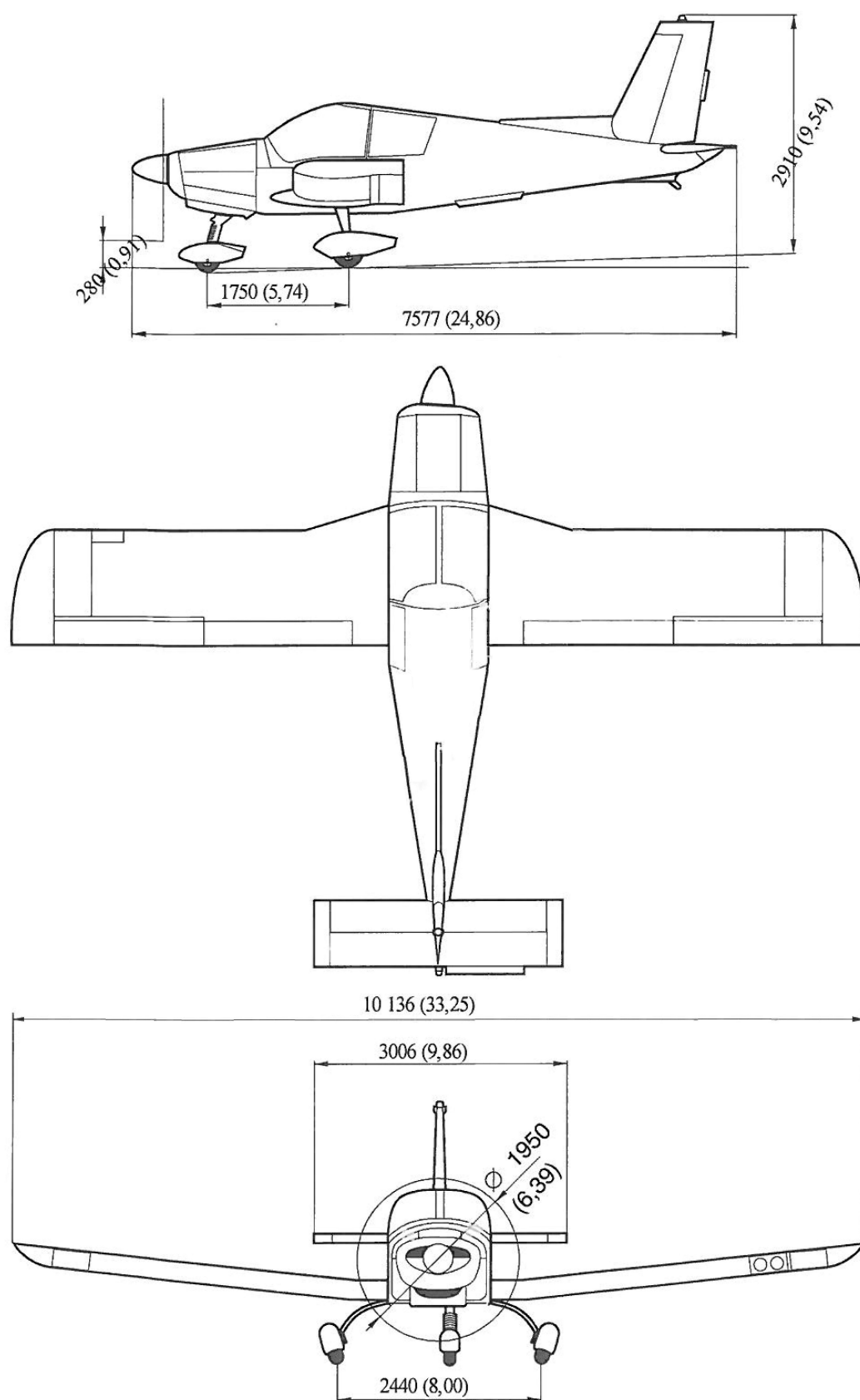


Obr. 2.3: Konstrukce křídla Z 143 [29]

Ocasní plochy jsou celokovové, potažené duralovým plechem, aerodynamicky a hmotově vyvážené. Na vodorovných ocasních plochách (VOP) i na svislých ocasních plochách (SOP) je použit symetrický profil NACA 0012. Výškové kormidlo má jednu ovladatelnou vyvažovací plošku, směrové kormidlo obsahuje jednu vyvažovací plošku, která je pevná.

Tab. 2.1: Technické parametry letounu Z-143 LSi [34]

Kategorie	normální	cvičná
Hmotnost prázdného letounu	855 kg	855 kg
Maximální vzletová hmotnost letounu	1350 kg	1080 kg
Násobek zatížení	3,8/-1,5	4,4/-1,8
Délka rozjezdu při vzletu	295 m	170 m
Délka vzletu do 50 ft	640 m	450 m
Maximální stoupací rychlost - MSA	4,9 m/s	7,4 m/s
Maximální rychlost (IAS) - MSA	259 km/h	259 km/h
Objem hlavních nádrží	2×61 l	2×61 l
Objem přídatných nádrží	2x 51 l	—
Dolet	1100 km	460 km
Délka	7,58 m	
Rozpětí křídel	10,14 m	
Výška	2,91 m	
Pohonná jednotka		
Výrobce	TexTron Lycoming, USA	
Typ	O-540-C4D5	
Maximální výkon 2400 ot./min	235 HP	
Maximální cestovní výkon 2200 ot./min	175 HP	
Cestovní režim 2000 ot./min	140 HP	
Vrtule konstantních otáček		
Výrobce	MT Propeller	
Typ	MTV-9-B/195-45a (3listá)	



Obr. 2.4: Třípohledový náčrtek letounu Z 143 LSi, rozměry jsou v milimetrech (stopách) [36]

3 Přehled hlavních podvozků letounů kategorie General Aviation

3.1 Yakovlev Yak 12

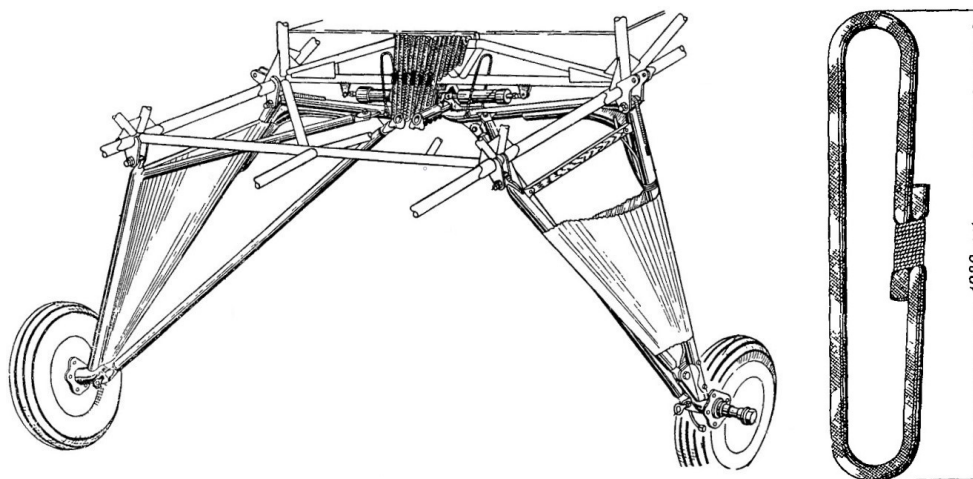
Lehký víceúčelový čtyřmístný letoun celokovové konstrukce s ostruhovým podvozkem. Byl vyvinut během 2. světové války a vyráběl se v řadě variant. Byly k dispozici sanitní, plovákové i zemědělské verze. Licenčně se vyráběl v Polsku a v Číně. Dnes je v provozu již jen málo letounů, nejčastěji slouží pro vlekání kluzáků a parašutismus. Je vybaven hvězdicovým motorem Ivchenko AI-14R o výkonu 263–280 hp. [28]



Obr. 3.1: Yak 12M [16]

3.1.1 Hlavní podvozek Yak 12

Hlavní podvozek je složen z příhradové konstrukce z ocelových trubek, každá noha se otáčí na dvojici šroubů. Konstrukční řešení je na obr. 3.2. Pro pružení jsou využity opletená gumová oka vyrobená z gumové šňůry průměry 18 mm, celková délka je 1020 mm. Destruktivní zatížení gumového oka je stanoveno na min. 220 kg. [28]



Obr. 3.2: Hlavní podvozek Yak 12 (vlevo) a gumové oko (vpravo) [28]

3.2 Cessna 140

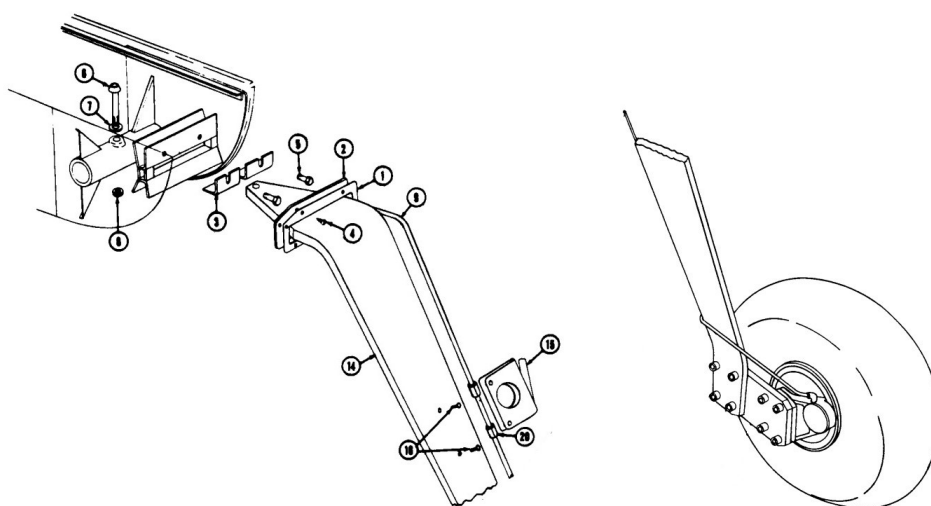
Jednomotorový dvoumístný letoun, hornoplošník celokovové hliníkové konstrukce. Letoun Cessna 140 byl uveden na trh ihned po skončení 2. světové války v roce 1946. Byl navržen především jako lehký turistický letoun.



Obr. 3.3: Cessna 140 [33]

3.2.1 Hlavní podvozek C 140

Jednotlivé nohy hlavního podvozku jsou tvořeny jedním listem ploché chrom-vanadiové ocelové pružiny, pevně uchycené v trupu letounu viz obr. 3.4. Tím se liší od tehdejších používaných konstrukcí podvozku, které tvořily gumové či vinuté ocelové pružiny. Noha drží v trupu jedním šroubem na horním konci a dále je podepřena dvoudílným pouzdem upevněným šrouby. Volitelnou výbavou pak byly nadstavce pro hlavní podvozek pro snížení rizika překlopení na nos. [27]



Obr. 3.4: Schéma uchycení nohy hlavního podvozku do trupu a nadstavece C 140 [27]

3.3 Cessna 150

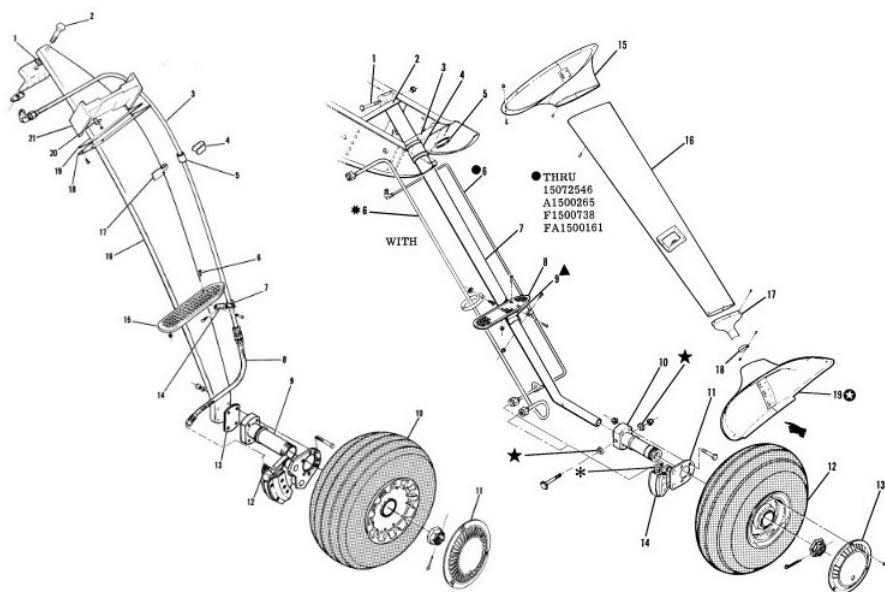
Dvoumístný jednomotorový celokovový hornoplošník. Jedná se o přímého nástupce letounu C 140 a zároveň díky jednoduchosti jeho ovládání, vysoké spolehlivosti a hornoplošnému uspořádání jde o světově nejčastěji používaný letoun pro výcvik pilotů. Vyráběl se v různých modifikacích, také v akrobatické verzi. Po skončení výroby v roce 1977 byl nahrazen modelem C 152, který obsahoval pouze malé změny v konstrukci, disponoval silnějším motorem a delší dobou mezi generálními opravami TBO (z anglického Time Between Overhauls). Celkem bylo vyrobeno bezmála 24 tisíc kusů. [1]



Obr. 3.5: Cessna 150 [1]

3.3.1 Hlavní podvozek C 150

Na rozdíl od modelu C 140 je C 150 vybavena příďovým podvozkem. Hlavní podvozkové nohy v počátcích výroby byly ploché listové pružiny přišroubované jedním šroubem a podepřené vymešovacím pouzdem. Později byly nahrazeny trubkovými vzpěrami taktéž z oceli, každá podvozková noha pak držela ve dvojici výkovek, přičemž ve vnitřním byla zajištěna šroubem. Podvozek poté dostal aerodynamické kryty. [26]



Obr. 3.6: Schéma hlavního podvozku C 150 s plochou a trubkovou pružinou [26]

3.4 Cessna 172

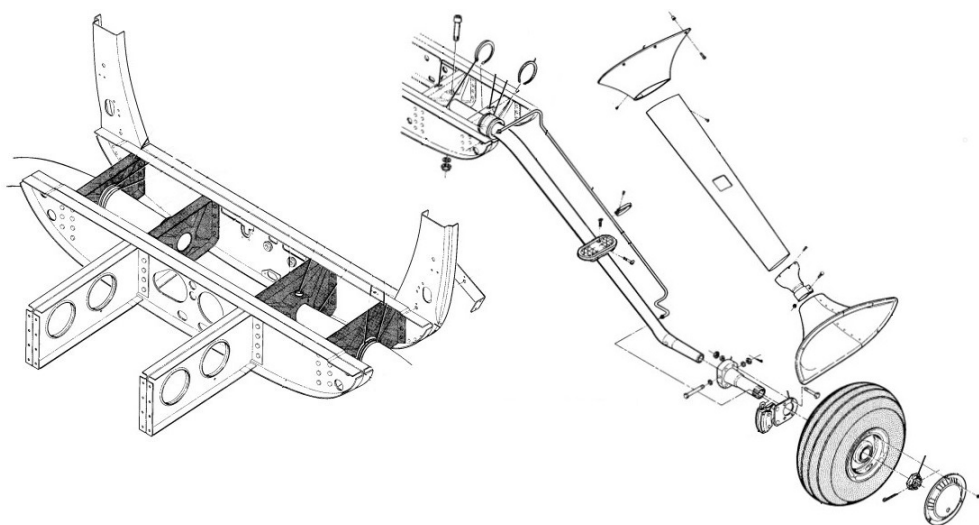
Čtyřmístný jednomotorový hornoplošník (známý pod obchodním označením Skyhawk), je považována za nejúspěšnější čtyřmístný letoun na světě. Potah je výhradně z hliníku, některé aerodynamické kryty a části křídel jsou dnes nahrazeny laminátem. Rám tvoří celokovová konstrukce. Letoun byl vyvinut z modelu 170, od kterého se na první pohled liší podvozkem (Cessna 170 využívala ostruhový podvozek). Byl uveden na trh v roce 1956 a je vyráběn dodnes. Letoun vyniká svými jedinečnými letovými vlastnostmi, jednoduchou pilotáží, vysokou spolehlivostí a ekonomickým provozem. Navazuje tak na svého předchůdce Cessna 152. Díky hornoplošnému uspořádání a zvýšení kapacity místa v kabině je používán pro vyhlídkové lety, meteorologická měření, filmování a další letecké práce.



Obr. 3.7: Cessna 172S [3]

3.4.1 Hlavní podvozek C 172

Podvozkové nohy hlavního podvozku jsou dělené, 2×lomené trubkové ocelové pružiny. V trupu jsou uchyceny pomocí dvojice vykovaných pouzder, přičemž ve vnitřním jsou zajištěny jedním šroubem. Volitelnou výbavu tvoří aerodynamické kryty kol. [25]



Obr. 3.8: Uchycení podvozku do trupu C 172, schéma podvozku C 172 [25]

3.5 Piper PA–28

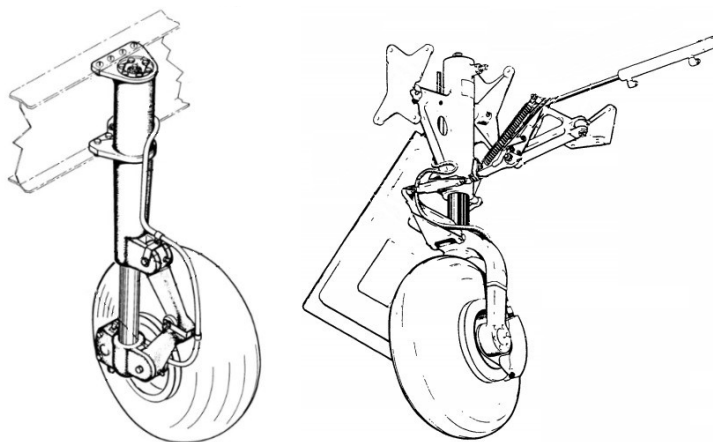
Dvoumístný až čtyřmístný celokovový jednomotorový dolnoplošník, který byl uveden na trh firmou Piper Aircraft v roce 1961 a stále je vyráběn. Je určen pro letecký výcvik, aerotaxi, turistické a sportovní použití. Soutěží na současném trhu především s Cessnou 172. Letoun je osazen čtyřválcí či šestiválci Lycoming či Continental s protiběžnými písty o výkonu 140–300 hp. Experimentovalo se také s vidlicovým přeplňovaným vznětovým motorem Centurion 2.0S. Maximální vzletová hmotnost je 975 kg.



Obr. 3.9: Piper PA–28 (vlevo) a PA–28R–201T (vpravo) [24],[23]

3.5.1 Hlavní podvozek PA–28

Podvozkové nohy hlavního podvozku jsou uchyceny na hlavní nosník křídla. U varianty PA–28–201T je teleskopická podvozková noha zatahována směrem o ose souměrnosti letounu mezi nosníky křídla, zatažení je úplné s částečným zakrytváním, kolo je uloženo za předním nosníkem. Zlamovací vzpěra zatahovacího mechanismu je ovládána hydraulicky, v zatažené pozici je noha držena pouze hydraulickým válcem, ve vysunuté poloze je zajištěna vinutou pružinou. [22]



Obr. 3.10: Uchycení podvozku do trupu PA–28 a PA–28R–201T [22]

3.6 Piper PA–38

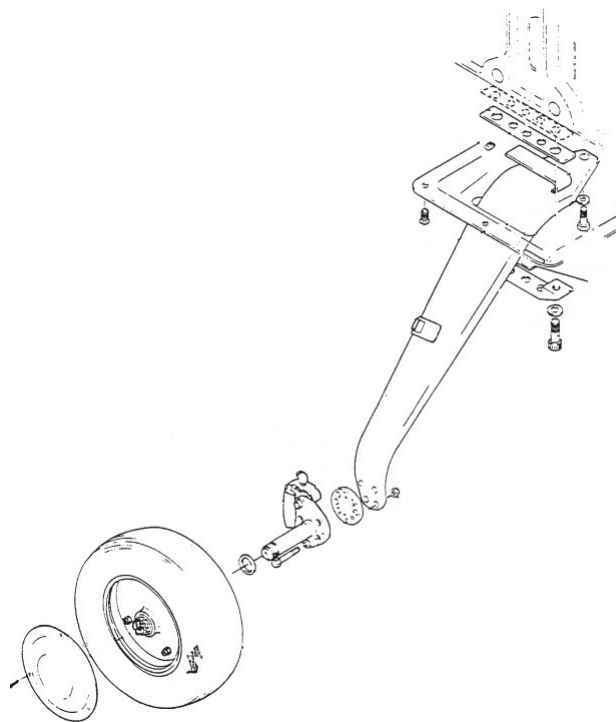
Piper PA–38, známý pod obchodním názvem Tomahawk, je dvoumístný celokovový dolnoplošník s ocasními plochami ve tvaru T. Letoun je vybaven obdélníkovým křídlem a byl navržený od počátku jako školní, tréninkový letoun. Je osazen motorem Lycoming O–235 o výkonu 112 hp. Za zmínku stojí fakt, že v počátku vývoje byli přizváni samotní instruktoři, kteří požadovali obratný letoun pro trénink vývrtek. Je to jeho hlavní výhoda oproti jeho konkurentech Cessna C 150 a C152, na kterých pro svou vlastnost samovolného výběhu z vývrtky tyto režimy letu nebylo možno vyučovat.



Obr. 3.11: Piper PA–38 [21]

3.6.1 Hlavní podvozek PA–38

Hlavní podvozkové nohy jsou dělené, 2×lomené, ocelové listové pružiny. Každá noha je v trupu upevněna jedním šroubem na konci a dále sevřena přišroubovanou svěrkou viz obr. 3.12.



Obr. 3.12: Scéma podvozku Piper PA-38 [20]

3.7 VUT100 Cobra

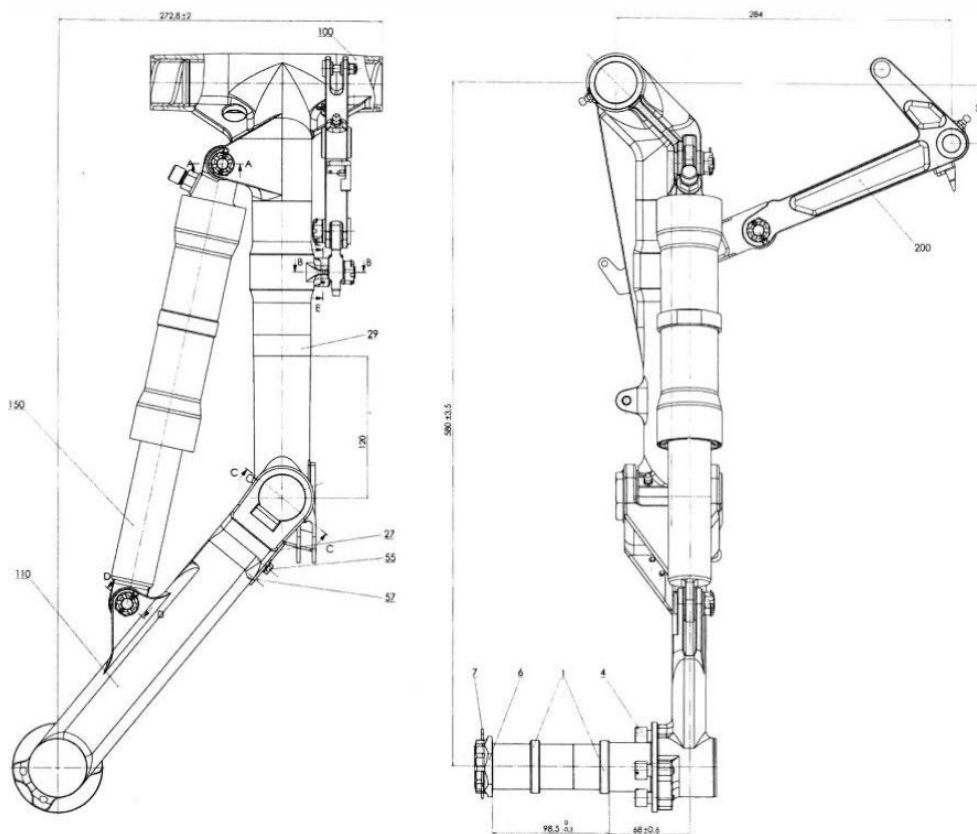
Čtyř až pětímístný dolnoplošník, který je nabízen kunovickou firmou Evektor–Aerotechnik ve dvou verzích, lišících se pohonnou jednotkou. Do verze 120i je instalován čtyřválec Lycoming IO-360-A1B6 s protiběžným uspořádáním pístů o výkonu 200 hp, maximální vzletová hmotnost činí 1330 kg. Verze 131i, do které je instalován šestiválec Lycoming IO-580-B1A s protiběžným uspořádáním pístů o výkonu 315 hp má maximální vzletovou hmotnost 1450 kg. Konstrukce je modulární, rozdělena na křídlo, zadní část trupu a ocasní plochy.



Obr. 3.13: VUT100 Cobra [19], [18]

3.7.1 Hlavní podvozek VUT100 Cobra

Podvozkové nohy jsou typu s vlečeným kolem, teleskopické, vybavené zlomovací vzpěrou, podvozkový tlumič není součástí podvozkové nohy a je umístěn vně. Tlumení je zajištěno odporem hydraulické kapaliny, pružení technickým dusíkem v tlumiči. Zatahovací mechanismus je poháněn elektromechanickými aktuátory. Nohy jsou uloženy a zatahovány do centroplánu, směrem k ose souměrnosti letounu, zatážení je úplné s částečným zakrytováním. Hmotnost jedné nohy včetně náplně činí 11,8 kg



Obr. 3.14: Schéma podvozku VUT100 Cobra [35]

3.8 Aermacchi AL-60

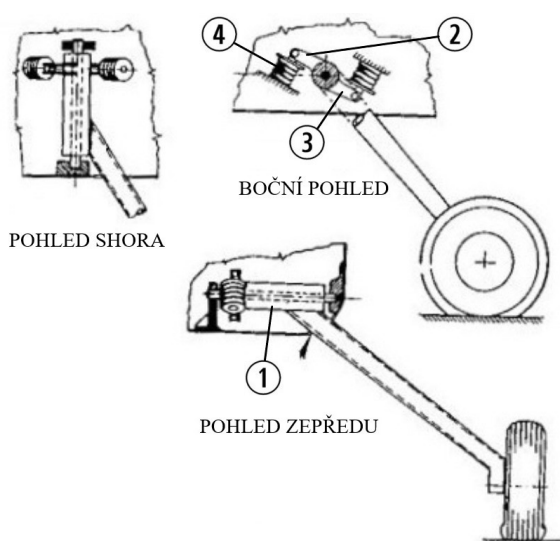
Jednomotorový sedmimístný až devítimístný celokovový lehký civilní letoun navržený Albertem W. Mooneym na počátku šedesátých let minulého století. Je osazen šestiválcovým motorem Continental modelové řady O-470 o výkonu 260 hp.



Obr. 3.15: Aermacchi AL-60B [4]

3.8.1 Hlavní podvozek AL-60B

Hlavní podvozkové nohy se skládají ze zeslabovaných ocelových trubek. Osy kol jsou na spodním konci přivařeny pomocí ocelových plátů. Na horním konci jsou nohy přivařeny ke kratší trubce (1), dvojice ložisek pro každou nohu zajišťují otáčení. Dvojice pák (2 a 3) je přivařených k trubce (1). Na každou z nich navazuje kloubové spojení s pouzdry obsahující gumové tlumiče (4). Toto řešení bylo patentováno již zmíněným autorem A.W. Mooneym v roce 1959. [22]



Obr. 3.16: Hlavní podvozek Aermacchi AL-60 [13]

3.9 PZL–104 Wilga

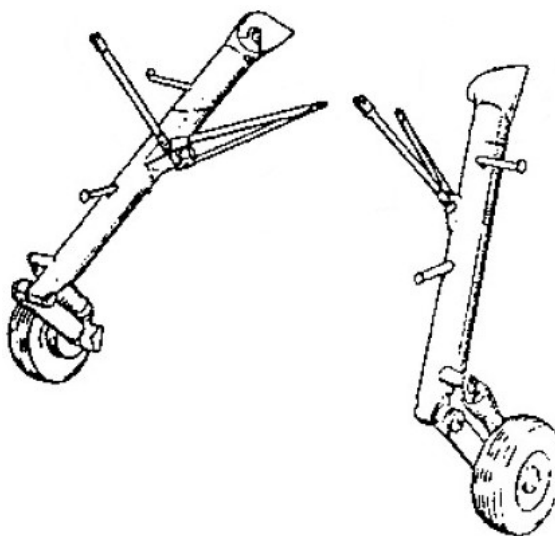
Jednomotorový čtyřmístný samonosný hornoplošník polské výroby s ostruhovým podvozkem koncepce STOL (z anglického Short Take Off and Landing), je schopen přistávat na nezpevněném povrchu. Je vybaven hvězdicovým motorem Ivchenko AI-14R o výkonu 263–280 hp. Křídlo i trup je celokovové poloskořepinové konstrukce. Dnes je používán pro výsadky, aerovleky a postřiky porostů.



Obr. 3.17: PZL–140 Wilga [12]

3.9.1 Hlavní podvozek PZL–140

Hlavní podvozkové nohy jsou svařené z ocelových trubek a plátů legovaných chromem, hořčíkem a křemíkem. Je vybaven hydropneumatickým tlumičem. Každá noha má postranní vzpěru ze dvou trubek a jednu vzpěru vedoucí k nosu letounu.



Obr. 3.18: Schéma hlavního podvozku PZL–104 Wilga [13]

3.10 Diamond DA20

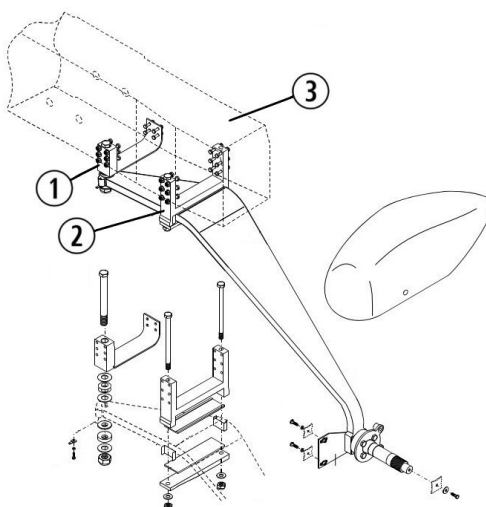
Jednomotorový dvoumístný dolnoplošník s příďovým podvozkem, zákazník má na výběr mezi motorem Rotax 912 o výkonu 100 hp nebo Continental IO-240 o výkonu 125 hp. Letoun byl vyvinut především pro letecké školy se snahou o nízké provozní náklady. Konstrukce je z převážné části tvořena skelným laminátem. Letoun má T ocasní plochy. Vyvinut byl v Rakousku, kde je také vyráběn, licenčně je vyráběn i v Kanadě.



Obr. 3.19: Diamond DA20i [32]

3.10.1 Hlavní podvozek DA20

Hlavní podvozkové nohy tvoří ploché 2×lomené pružiny vyrobené z hliníkové slitiny. Do trupu jsou uchyceny dvěma držáky (1 a 2), které jsou přišroubovány k nosníku (3). Na horním konci je noha přišroubována skrz, zatímco na vnějším je sevřena. U vnějšího držáku ve tvaru H jsou použity pružné podložky.



Obr. 3.20: Schéma hlavního podvozku Diamond DA20 [2]

3.11 Yakovlev Yak–55

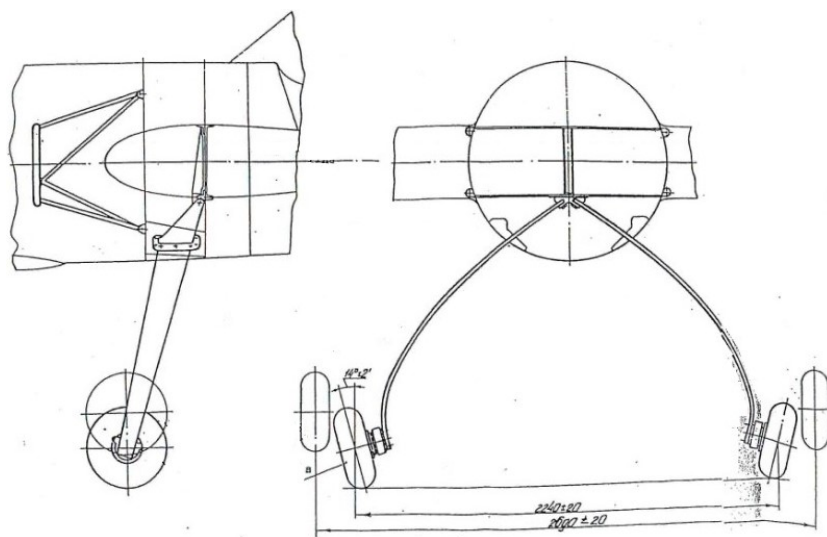
Sportovní akrobatický středoplošník celokovové konstrukce postavený na bázi letounu Yak–50. Trup tvoří duralová poloskořepinová konstrukce. Křídlo symetrického profilu, které se v postupu vývoje zkracovalo, je celokovové s duralovým potahem, pouze křídélka jsou potažena plátnem. Byl osazen hvězdicovým motorem M–14P o výkonu 360 hp.



Obr. 3.21: Yakovlev Yak–55 [10]

3.11.1 Hlavní podvozek Yak–55

Ploché, zakřivené nezatahovací podvozkové nohy jsou uchyceny do spodní části trupu mezi první a druhou přepážkou a jsou vyrobeny z titanové slitiny. Každá noha je na samotném konci uchycena jedním šroubem, dále je podepřena pouzdem uchyceným v trupovém nosníku čtyřmi šrouby. [5]



Obr. 3.22: Hlavní podvozek Yak–55 [5]

3.12 Sukhoi Su-31

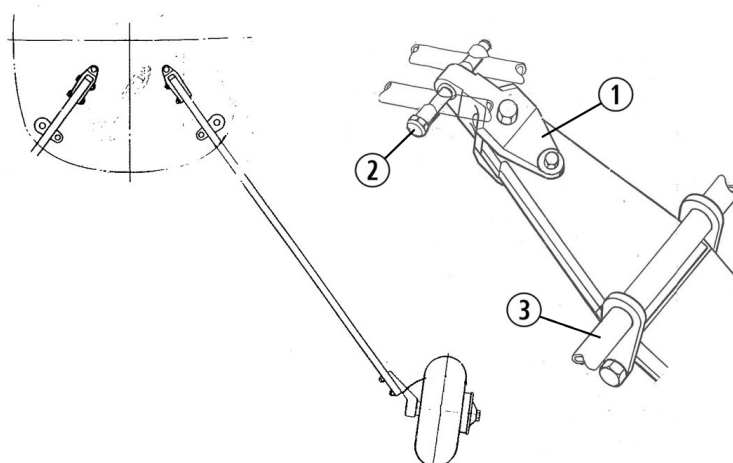
Sportovní akrobatický letoun, jednomístný derivát dvoumístného letounu SU-29. Konstrukce je z 65% složena z kompozitních dílů. Trup je rozdělen na centrální část svařenou z nerezových trubek a ocasní část tvořenou kompozitní skořepinou. Křídlo se symetrickým profilem je průběžné, smíšené konstrukce. Pohonnou jednotku tvoří motor M-14PF o výkonu 400 hp. Jedná se o první sériově vyráběný akrobatický letoun, který je vybaven vystřelovací sedačkou.



Obr. 3.23: Sukhoi Su-31 [9]

3.12.1 Hlavní podvozek Su-31

Letoun má pevné nezatahovací podvozkové nohy přímého tvaru. Jednotlivá podvozková noha je svařena ze dvou frézovaných plátů přímého tvaru z titanové slitiny. Na horní konec navazuje držák (1), díky němuž je noha přišroubována šroubem (2) do trupu. Noha je dále podepřena příhradovým nosníkem (3) trupu.



Obr. 3.24: Havní podvozek Su-31 a závěs hlavní podvozkové nohy [6]

3.13 Zlin Z-50

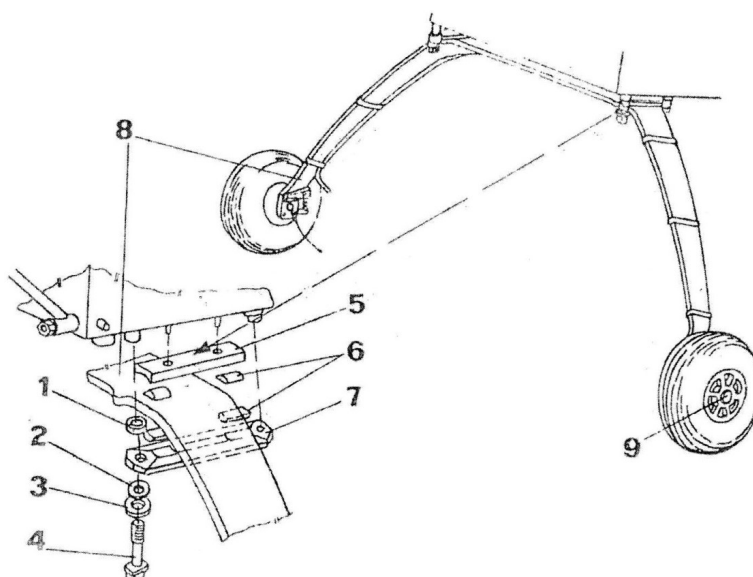
Jednomístný jednomotorový akrobatický samonosný dolnoplošník. Letoun má kovovou kostru průběžného křídla, potaženou duralem, trup je duralová poloskořepina. Vyráběla se nejprve verze Z-50L na kterou navázal Z-50LS s výkonnější pohonnou jednotkou Lycoming o výkonu až 221 kW se stavitelnou vrtulí. Na tomto letounu také získal titul absolutního mistra světa Ing. Petr Jirmus.



Obr. 3.25: Zlin Z-50L [36]

3.13.1 Hlavní podvozek Z-50

Letoun se začal sériově vyrábět v roce 1975. Na tuto dobu má naprosto unikátní podvozek, který je vyroben z průběžného pásu titanové slitiny 8. Tím se liší od všech letounů popsaných v této části práce, které mají podvozkové nohy dělené. Podvozek je sevrěn šrouby mezi svorkami 5 a 7. Mezi titanovým plátem 8 a svorkami 5,7 jsou podložky 6.



Obr. 3.26: Schéma podvozku Z-50 [36]

3.14 Porovnání podvozků letounů kategorie General aviation

V tabulce 3.1 jsou shrnuté charakteristické znaky unikátních typů podvozků všech letounů obsažených v kapitole 3, navíc jsou zde uvedeny letouny různých výrobců disponujícími obdobnou koncepcí podvozku. Všechny typy jsou vybaveny podvozkem tříkolového uspořádání. Jedny z prvních komerčně úspěšných letounů např. Yakovlev Yak 12 disponovaly výkvnými podvozky s gumovými oky zajišťujícími tlumení. Avšak použití gumy, jakožto tlumícího materiálu vyžadovalo kontrolu nejen před samotným letem, bylo potřeba ji konzervovat proti vysychání, zteření. Plechové ocelové pružiny se tak jeví jako poměrně dobrá náhrada pro své vlastnosti. Ocel dobře odolává střídavému namáhání a lze ji snadno chránit proti povětrnostním vlivům laky či oleji. Dalšími letouny zde uvedenými jsou Cessna C 140 a C 150. Cessna C 140 s ostruhovým uspořádáním podvozku má 2×lomené hlavní podvozkové nohy vyrobené z oceli. Cessna C 150 má již přistávací zařízení s příďovým podvozkem. Dnes je tato koncepce nejrozšířenější, výhodou je zejména lepší výhled z pilotní kabiny při pojíždění po dráze a při prudším brždění nehrozí převrácení letounu dopředu a násilnému zastavení motoru vedoucí k jeho poškození. Po kolizi letounu s násilným zastavením motoru následuje důkladná prohlídka klikové hřídele rentgenem a letoun je na relativně dlouhou dobu neschopen letu.

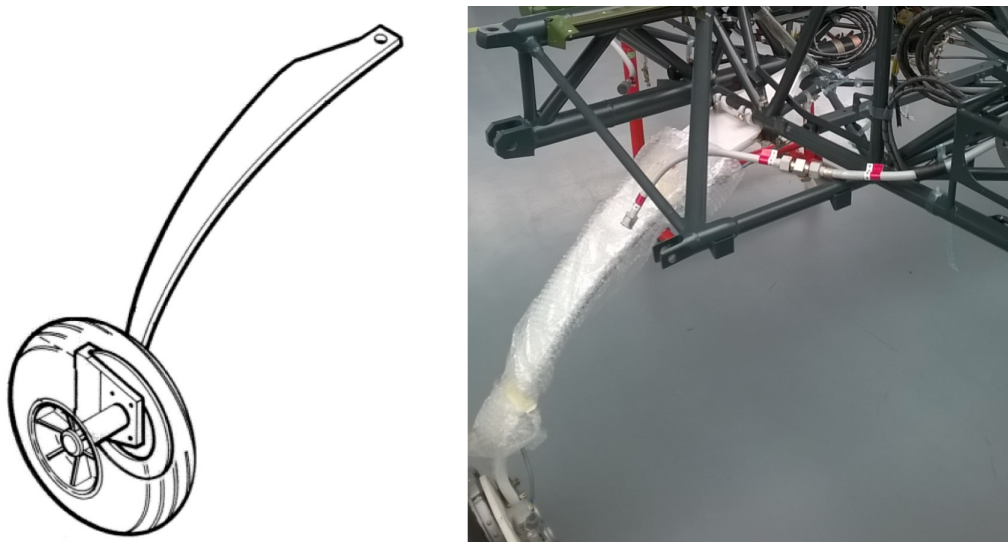
Pokud porovnáme všech 34 letounů obsažených v tabulce 3.1 podle uspořádání podvozku zjistíme, že 15 z nich, tedy 44% disponuje, ostruhovým podvozkem. Nicméně pokud vezmeme počty vyrobených kusů je to pouze 19%. Zbýlých 81% zaujímají letouny s příďovým uspořádáním přistávacího zařízení.

Je zde uveden dvoumístný Diamond DA20, který má hlavní podvozkové nohy z hliníku. Vývojově z něho vychází i čtyřmístný Diamond DA40, jehož hlavní podvozkové nohy jsou již z oceli. Ve výčtu jsou uvedeny také tři letouny s titanovými nohami hlavního podvozku, každý s unikátním řešením. Byť tyto letouny nepatří do kategorie General Aviation, jsou zde uvedeny, protože při návrhu hlavního podvozku pro Z-143 LSi uvažuji i titan jako jednu z možných variant. V tabulce v drtivé většině převládá ocel, uvážíme-li počty kusů zaujímá 99%. Zbýlé 1% patří letounům s hliníkovým či titanovým podvozkem.

Vezmeme-li do úvahy tvar, pak 92% letounů má čistě přímý tvar podvozkové nohy se dvěma ohyby. Model Cessna 150, kterého se vyrobilo bezmála 24000 ks měl zakřivené nohy pouze u několika málo kusů ranné výroby a v pozdějších letech produkce také přešel na tvar přímý.

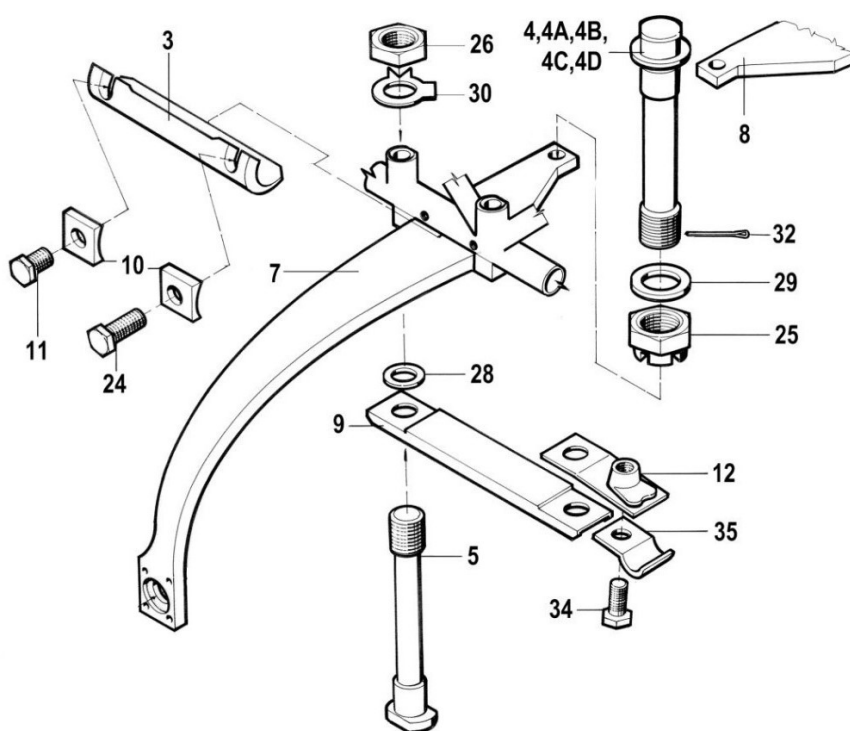
Tab. 3.1: Porovnání letounů v závisti na: počtu vyrobených kusů, MTOW, typu podvozku, tvaru a použitém materiálu [technická data výrobce]

Název letounu	Počet [ks]	MTOW [kg]	Typ podvozku	Tvar	Materiál
Cessna 140	7664	658	ostruhový	přímý	ocel
Cessna 150	23949	726	přídový	přímý/ zakřivený	ocel
Cessna 170B	5174	862	ostruhový	přímý	ocel
Cessna 172R	44000	1111	přídový	přímý	ocel
Cessna 177	4295	1134	přídový	přímý	ocel
Cessna 182	23237	1406	přídový	přímý	ocel
Cessna 180	6193	1338	ostruhový	přímý	ocel
Cessna 185	4400	1520	ostruhový	přímý	ocel
Taylorcraft D	3170	544	ostruhový	přímý	ocel
Maule M-4	581	1053	ostruhový	přímý	ocel
Cirrus SR20	1459	1383	přídový	přímý	ocel
Ilyushin Il-103	66	1310	přídový	přímý	ocel
SOCATA Rallye	3300	1050	přídový	přímý	ocel
L-40 Meta Sokol	106	935	předsunutý ostruhový	přímý	ocel
Stinson 108	5260	975	ostruhový	přímý	ocel
Beagle B.125	328	1066.0	přídový	přímý	ocel
Beagle B.121	175	873	přídový	přímý	ocel
Piper PA-28	32778	975	přídový	přímý	ocel
Piper PA-38	2484	757	přídový	přímý	ocel
Piper PA-32	7842	1542	přídový	přímý	ocel
VUT100	2	1450	přídový	přímý	ocel
PZL-104 Wilga	1000	1500	ostruhový	přímý	ocel
L-60	273	1420	ostruhový	přímý	ocel
Beechcraft Bonanza	17000	1656	přídový	přímý	ocel
Lockheed LASA-60	180	1746	přídový	přímý	ocel
Robin Aircraft DR400	1292	1100	přídový	přímý	ocel
Mooney M-20	11000	1528	přídový	přímý	ocel
Yakovlev Yak-12	4992	1450	ostruhový	přímý	ocel
Zlin Z-50LS	80	760	ostruhový	zakřivený	titan
Diamond DA20	1000	800	přídový	přímý	hliník
Diamond DA40	2200	1310	přídový	přímý	ocel
Sukhoi SU-31	20	1050	ostruhový	přímý	titan
Yakovlev Yak-55	221	840	ostruhový	zakřivený	titan
Aero Ae-45	590	1500	ostruhový	přímý	ocel



Obr. 4.2: Noha hlavního podvozku Z-143 LSi [30]

Uchycení jednotlivých podvozkových noh je řešeno závěsem se sponou a šroubem 4 na konci úkosu. Mezi prutovou konstrukcí trupu a podvozkovou nohou je vymežovací vložka 3 pevně uchycena šrouby 11 a 24. Noha je podepřena sponou 9.



Obr. 4.3: Uchycení hlavního podvozku Z-143 LSi [30]

5 Výrobní postup současné podvozkové nohy

5.1 Vyřezání tvaru podvozkové nohy

K výrobě je používána pásovina 20/200 mm. Nejprve je odřezána délka 1930 mm (pro 2 kusy). Následuje řezání kyslíkem nebo na vodním paprsku. V případě vyřezání tvaru kyslíkem je nutno následně provést žíhání naměkko. Polotovár je odjehlen. Probíhá kontrola rozměru podle šablony, materiálová kontrola. Díl je rovnán pod lisem, probíhá žíhání a následná kontrola po žíhání naměkko. Tvrdost se kontroluje metodou HB nebo HRB.

5.2 Ohrubování

5.2.1 Frézování č.1

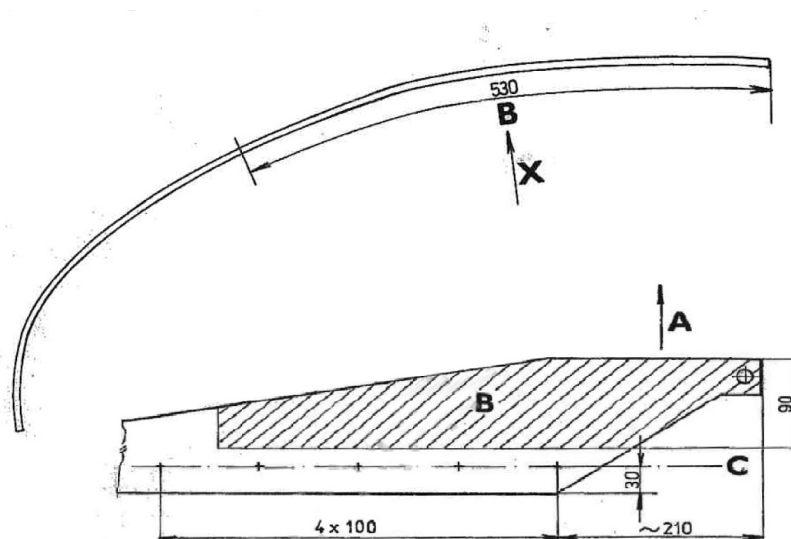
Podle šablony je kontrolován základní rozměr, přídavek materiálu na frézování. Po délce je vrstva nejméně 3 mm. Jsou odjehleny hrany pro další operace. Probíhá frézování přídavku pro zkušební tyče. Dále se frézuje z obou stran na tloušťku $19 \pm 0,1\text{mm}$.

5.2.2 Broušení

Díly jsou znovu odjehleny, znovu je vyraženo pořadové číslo, zbroušeny z obou stran na tloušťku $18,6 \pm 0,1\text{mm}$.

5.2.3 Frézování č.2

Zarovnání kratšího úkosu na 229 mm (na výkrese hodnota 226 mm + 3 mm přídavek), zarovnání celkové délky na 1103 mm. Následně je kus obráběn z druhého konce na rozměr $55+0,2\text{ mm}$, jsou frézována zaoblení, konečné tvary nohy. Mechanicky jsou sraženy či zaobleny některé hrany. Díly jsou leštěny za pomoci ruční vzduchové leštičky plstěným kotoučem a leštící pastou. Opět probíhá kontrola rozměrů, povrchu a tvrdosti. Místa pro kontrolu jsou zobrazena na obr.5.1. Šipka A značí směr letu, B je oblast pro kontrolu povrchu a C znázorňuje osu vpichů pro kontrolu tvrdosti.



Obr. 5.1: Vyznačená místa kontroly dílu nohy Z-143 [36]

5.3 Ohýbání, zušlechťování dílce

Problematika výroby je velmi náročná z hlediska kooperace. Ohyb podvozkových noh se provádí zatepla. Během výroby se vystřídalo několik externích firem. Technologie ohýbání podvozkové nohy je značně náročná a vzniká velké množství zmetků. Částečně je to i způsobeno generační výměnou zaměstnanců, přičemž nově nastupující generace není schopna technologii ohýbání zatepla provádět v požadované kvalitě. Proto je také cílem této práce nalézt jiné řešení a prozkoumat možnost ohýbání zastudena a tomu přizpůsobit celkový tvar.

5.4 Defektoskopická kontrola

Při generálních opravách jsou letounům modelové řady Z-40 kontrolovány podvozkové nohy elektromagnetickou práškovou metodou na trhliny. Nohy se zjištěnými trhlinami jsou vyřazeny a nohy bez trhlin jsou dále kontrolovány ultrazvukovým defektoskopem ve vyšrafované oblasti B viz obr. 5.1.

5.5 Dokončení dílce a montáž

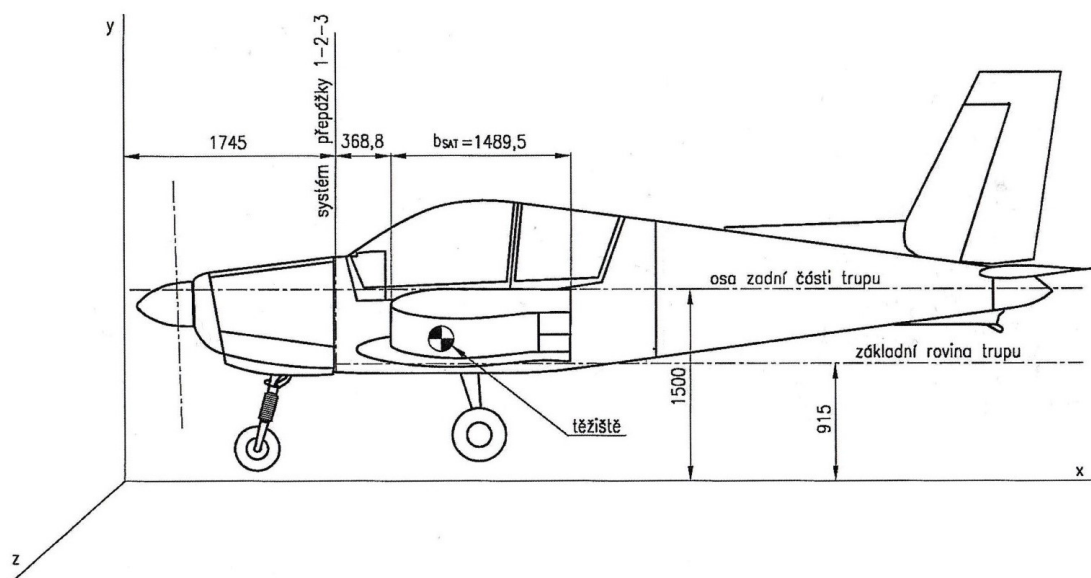
Vizuálně je kontrolován povrch. Na díly je nanesen povrchový nátěr, probíhá kontrola kvality nátěru a hmotnosti. Ta je stanovena na max. 14 kg. Při finální montáži podvozkové nohy na letoun je opět vizuálně zkontrolován povrch, jsou zapsány výrobní čísla podvozkové nohy do Letadlové knihy a do Montážní knihy. [36]

5.6 Posouzení současné technologie

Jak již bylo zmíněno v podkapitole 5.3 především současný postup ohýbání zatepla je do budoucna neudržitelný. Proces ohýbání zatepa je náročný z hlediska kooperace s externími firmami. Může tím být ohrožena nejen výroba náhradních dílů, ale také dodávka nových letounů.

6 Hmotový rozbor a centraže

Následující hmotový rozbor a výpočet centrů je proveden v původní souřadnicové soustavě s počátkem umístěným v nosové části, kterou využívá pro tyto účely společnost Zlin Aircraft a.s.



Obr. 6.1: Schéma souřadnicové soustavy letounu Z-143 LSi [36]

6.1 Hmotový rozbor

Jelikož se práce zabývá pouze řešením hlavního podvozku letounu Z 143 LSi a zároveň je zde snaha o vytvoření co nejméně konstrukčních změn, které si tento zásah vyžádá mohl jsem v této části využít příslušnou technickou dokumentaci firmy Zlin Aircraft a.s. Vychází se z podkladů vypracovaných pro získání průkazu letounu podle předpisu FAR 23 a pozdějších výpočtů provedených z důvodu zástavby současné pohonné jednotky.

U součástí, které bylo nutno nahradit (podvozkové nohy), je hmotnost určena díky hmotnostnímu výpočtu v programu Solidworks. Na základě součtu všech komponent byla spočtena celková hmotnost. Poloha jednotlivých komponent byla buď odečtena z mušky letounu, popřípadě dosazena z interních podkladů společnosti Zlin Aircraft nebo MT-Propeller. Hmotový rozbor je rozdělen na následující skupiny: trup, křídlo, ocasní plochy, přistávací zařízení a zástavba motoru.

Hmotnost trupu viz tab. 6.1 zůstává po změně hlavního přístřávacího zařízení zachována. Případné malé změny hmotnosti nebodou mít zásadní vliv na zatížení.

Tab. 6.1: Hmotnost trupu

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Kostra trupu	61.500	2.830	1.081	0.000
2	Přivažené části	9.000	2.852	1.080	0.000
3	Skořepina	23.250	5.350	1.500	0.000
4	Karoserie vnější	35.400	2.667	1.083	0.000
5	Karoserie vnitřní	27.700	2.966	1.140	0.000
6	Kryt kabiny pevný	10.616	3.578	1.990	0.000
7	Kryt kabiny posuvný	17.500	2.660	1.800	0.000
Σ		184.966			
	Výsledné hodnoty	184.966	3.164	1.263	0.000

Podvozkové nohy nejsou uchyceny v křídle, nebylo třeba provádět žádné konstrukční změny, tudíž hmotnost křídla viz tab. 6.2 zůstává zachována.

Tab. 6.2: Hmotnost křídla

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Křídlo vnitřní	16.150	2.646	1.003	0.000
2	Křídlo L	48.500	2.726	1.153	2.393
3	Křídlo P	47.500	2.727	1.146	-2.359
4	Křídélko L	4.360	3.308	1.203	3.737
5	Křídélko P	4.360	3.308	1.203	-3.737
6	Klapka L	3.709	3.376	1.055	1.926
7	Klapka P	3.709	3.376	1.055	-1.926
Σ		128.288			
	Výsledné hodnoty	128.288	2.793	1.129	0.031

Hmotnost nahrhovaného řešení viz tab. 6.3 vychází nižší o 430 g oproti současnému řešení u letounu Z-143 LSi. Díky narovnání tvaru noh hlavního podvozku došlo při použití stávající slitiny oceli 1.7108 k nezanedbatelné úspoře hmotnosti.

Tab. 6.3: Hmotnost přistávacího zařízení

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Hlavní podvozek L	25.115	2.850	0.595	0.985
2	Hlavní podvozek P	25.115	2.850	0.595	-0.985
3	Příďový podvozek	19.459	1.245	0.624	0.130
4	Ovládání brzd levé	1.050	2.345	0.970	0.650
5	Ovládání brzd pravé	1.050	2.345	0.970	-0.650
Σ		71.789			
	Výsledné hodnoty	71.789	2.400	0.614	0.035

Pohonná jednotka, šestiválcový motor Lycoming IO-540 zůstává stejná, nebylo třeba žádných konstrukčních změn. Hmotnost celkové zástavby motoru viz tab. 6.4 zůstává zachována.

Tab. 6.4: Zástavba motoru

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Motorové lože	6.800	1.495	1.333	0.030
2	Kryty motoru	12.500	1.145	1.270	0.000
3	Chladič oleje	1.300	1.495	1.417	-0.354
4	Motor IO-540+vyf+vrt	237.250	1.046	1.363	0.270
5	Tlumiče	1.800	1.354	1.370	0.037
Σ		259.650			
	Výsledné hodnoty	259.650	1.067	1.358	0.246

V níže uvedené tabulce 6.5 je hmototový souhrn jednotlivých celků letounu Z-143 LSi.

Tab. 6.5: Souhrnná hmotnost celků letounu

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Trup	184.966	3.164	1.263	0.000
2	Křídlo	128.288	2.793	1.129	0.031
3	Ocasní plochy	24.185	7.083	1.875	0.000
4	Řízení	18.190	2.975	1.101	0.000
5	Přistávací zařízení	71.789	2.400	0.614	0.035
6	Zástavba motoru	259.650	0.000	0.000	0.000
7	Instalace	31.320	2.516	1.274	0.000
8	Výstroj	102.430	2.251	1.382	-0.068
9	Nátěr	22.000	3.748	1.426	0.000
Σ		842.818			
	Výsledné hodnoty	842.818	2.385	1.250	0.075

6.2 Stanovení prázdné hmotnosti

Letoun Z-143 LSi je provozován v kategorii *NORMAL* a *UTILITY*. Letoun v kategorii *UTILITY* nedisponuje zadními sedadly a pásy, tudíž jeho hmotnost je o 17 kg nižší než letoun v kategorii *NORMAL*. Pro srovnání jsou níže v tab. 6.6 a 6.7 uvedeny prázdné hmotnosti letounu obou kategorií.

Tab. 6.6: Prázdná hmotnost *NORMAL*

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Zadní sedadla s pásy	17.000	3.612	1.306	0.000
2	Souhrn společných částí	842.818	2.385	1.250	0.075
Σ		859.818			
	Výsledné hodnoty	859.818	2.409	1.225	0.074

Poloha těžiště prázdného letounu v kategorii *NORMAL* na ose x je 2401 mm. Tato hodnota odpovídá 19,84% $_{SAT}$.

Tab. 6.7: Prázdná hmotnost *UTILITY*

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x_t [m]	y_t [m]	z_t [m]
1	Zadní sedadla s pásy	0.000	0.000	0.000	0.000
2	Souhrn společných částí	842.818	2.385	1.250	0.075
Σ		859.818			
	Výsledné hodnoty	859.818	2.385	1.250	0.075

Poloha těžiště prázdného letounu v kategorii *UTILITY* na ose x je 2385 mm. Tato hodnota odpovídá 18,21% $_{SAT}$. Maximální vzletová hmotnost letounu v kategorii *NORMAL* je 1350 kg a v kategorii *UTILITY* 1080kg. Zastavbou nového podvozku došlo o snížení prázdné hmotnosti o 430 g. To může být využito pro zvýšení užitečného zatížení.

6.3 Centrážní rozbor

Výpočet jednotlivých centrází je proveden pro obě kategorie - *NORMAL* i *UTILITY*. Nejprve byl vytvořen seznam jednotlivých proměnných (celkem 46) obsahující např. možnosti usazení pilota, pilotů a pasažérů. Obsahuje též možné využití jednotlivých nádrží a kombinace umístění zavazadel. Tento seznam je součástí přílohy A.1. S pomocí tohoto seznamu byly vytvořeny jednotlivé konfigurace kombinací jednotlivých proměnných. Výstupem je bodový graf, který je ohranižen hmotnostní obálkou.

6.3.1 Výpočet jednotlivých hmotnostních konfigurací

Poloha těžiště na ose x byla určena dle vztahu:

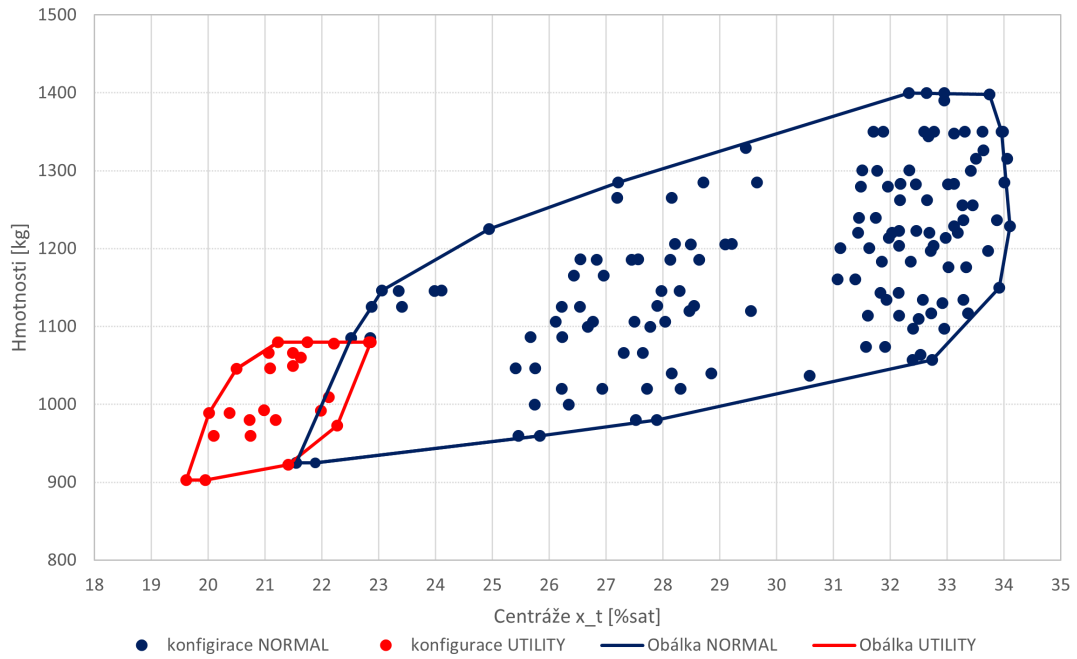
$$x_T = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} \quad [m] \quad (6.1)$$

x_T značí polohu těžiště, m_i je hmotnost dílčí komponenty, x_i je poloha těžiště dílčí komponenty. Centráž vzatažená k střední aerodynamické těživě c_{SAT} v % je určena následovně:

$$x_{T\%SAT} = 100 \frac{x_T - x_{SAT}}{c_{SAT}} \quad [\%_{SAT}] \quad (6.2)$$

c_{SAT} je velikost střední aerodynamické tělivy a x_{SAT} je poloha jejího počátku v použité souřadné soustavě viz obr. 6.1.

Tímto způsobem byly získány data pro graf viz následující obr. 6.2. Hmotové konfigurace kategorie *NORMAL* jsou znázorněny tmavě modrými terčíky. Při provozování letounu v této kategorii je možné mít na palubě až 4 osoby, natankované nádrže a nést zavazadla. Tmavě modrou barvou je zakreslena obálka centrází a hmotností. Obálka pro kategorii *NORMAL* odpovídá hodnotám 21,55 až 34,10 % $_{SAT}$. Dle současné letové příručky lze letoun provozovat v mezích 21 až 34 % $_{SAT}$. Z toho vyplývá, že konfigurace 94N viz příloha A.2 leží mimo provozní obálku. Jedná se o konfiguraci s dvojicí pilotů (každý o hm. 100 kg) sedících na zadních sedadlech a dvěma pasažéry (každý o hm. 77,11 kg) sedících na předních sedadlech. Zbylé konfigurace leží uvnitř provozní obálky centrází a hmotností. Jednotlivé konfigurace jsou obsahem přílohy A.2.



Obr. 6.2: Centrážní rozbor v konfiguraci NORMAL a UTILITY

Hmotové konfigurace kategorie *UTILITY* jsou obsahem opět přílohy A.2. Výpočet polohy centráží byl proveden shodným způsobem jako u kategorie *NORMAL*. Jednotlivé hmotnostní konfigurace kategorie *UTILITY* jsou znázorněny červenými tečkami. Obálka hmotnostních konfigurací pro kategorii *UTILITY* je zakreslena plnou červenou čarou, jednotlivé konfigurace leží v mezích od 19,62 do 22,86 $\%_{SAT}$.

7 Výpočet pozemního zatížení

Účelem kapitoly je určení zatížení působících především na hlavní podvozek Z-134LSi. Letoun podléhá požadavkům předpisu FAR/CS23. Zatížením se myslí energie u přistání, nárazové síly, translační a rotační násobky letounu.

7.1 Výpočet klesací rychlosti

Klesací rychlost je předpisem stanovena tak, že nemusí být větší než 10 ft/s (3,0 m/s) a nesmí být menší než 7 ft/s (2,1 m/s). Zvolený provozní násobek zatížení svislými setrvačnými silami, který vznikne při klesání nesmí být menší, než násobek, který by vznikl při přistání rychlosti rovnající se vztahu:

Návrhová přistávací hmotnost:

$$M_{land} = 0,95 M_{vzlet} = 1282,500 [kg] = 2827,429 [lb] \quad (7.1)$$

Plocha křídel:

$$S = 14,776 [m^2] = 159,050 [ft^2] \quad (7.2)$$

Vertikální složka rychlosti přistání:

$$v_{y0} = 4,4 \sqrt[4]{\frac{M_{land}}{S}} = 9,035 [ft^{-1}] = 2,754 [ms^{-1}] \quad (7.3)$$

7.2 Výpočet násobku setrvačných sil

Násobek setrvačných sil je definován jako poměr vzdušných sil vůči tíze letounu. Smí se předpokládat, že během přistávacího rázu působí vztlak křídel nepřesahující $\frac{2}{3}$ hmotnosti letounu působící v těžišti. Z toho vyplývá, že $\frac{1}{3}$ potenciální energie a energie kinetická je pohlcena tlumiči a pneumatikami.[CS 23.473]

Kinetická energie přistávacího rázu:

$$E_K = \frac{1}{2} m v_y^2 [J] \quad (7.4)$$

Potencionální energie přistávacího rázu:

$$E_P = \frac{1}{3} m g d [J] \quad (7.5)$$

d představuje součet stlačení tlumiče d_{tl} a pneumatiky d_{pneu}

$$d = d_{tl} + d_{pneu} [m] \quad (7.6)$$

Celková energie:

$$E_C = \frac{1}{2}(E_K + E_P) \quad [J] \quad (7.7)$$

Provozní násobek zatížení reakcí od země (účinnost pružinového tlumiče $\eta_{tl} = 0,5$ a pneumatiky $\eta_{pneu} = 0,45$ jsou vyčteny z plnosti diagramu tlumiče) [interní zdroje ZA]

$$n_y = \frac{\frac{d}{3} + \frac{v_y^2}{2g}}{\eta_{tl}d_{hl} + \eta_{pneu}d_{pneu}} \quad [-] \quad (7.8)$$

Provozní násobek setrvačných sil

$$\eta_{setr} = n_y + \frac{2}{3} = 3,028 \quad [-] \quad (7.9)$$

7.3 Vstupní předpoklady

Dle technické dokumentace poskytnuté firmou Zlin Aircraft byly zjištěny níže uvedená data. Z grafů pracovních charakteristik pneumatiky odečteny deformace při plnicím tlaku 2,5 atm. Dále byly využity data z dynamických zkoušek přistávacího zařízení zpracované, které jsou uvedeny v příloze B.1.

Tab. 7.1: Statické stlačení pneumatiky

	rozměry [m]	tlak [atm]	stlačení [mm]
příďový	Ø350×135	2,5	23
hlavní	Ø420×150	2,5	34,5

Tab. 7.2: Stlačení tlumící soustavy

	statické stlačení [mm]	25% [mm]	100% [mm]
příďový	51	45	181
hlavní	100	62	247

Tab. 7.3: Vzdálenosti vůči souřadné soustavě letounu

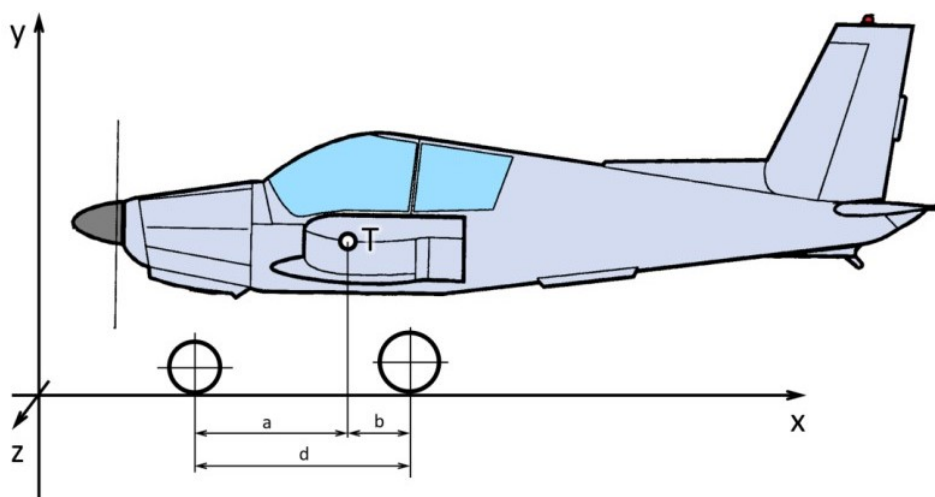
		statické stlačení [mm]	25% [mm]	100% [mm]
příďový	x	1140	1137	1172
	y	300	290	427
hlavní	x	2870	2870	2870
	y	458	415	600

7.4 Případy zatížení

V této kapitole je proveden výpočet jednotlivých pozemních případů zatížení. Souřadná soustava je použita stejná jako při výpočtu centraže letounu. Jednotlivé zatížení jsou spočteny pro kritické hmotnostní konfigurace letounu. Text je převzat z předpisu CS 23 [17]. Je zde uveden komplexní výpočet pro všechny přistávací případy, přestože se netýkají přímo hlavního podvozku (např. vlečení).

7.4.1 CS 23.477 Uspořádání přistávacího zařízení

Na obrázku 7.1 je znázorněna geometrie přistávacího zařízení. Rozměr d představuje horizontální vzdálenost mezi koly hlavního podvozku. Přední podvozek je upevněn pod úhlem, díky čemuž se tato vzdálenost mění spolu se stlačením tlumicí soustavy. Rozměry a a b představují horizontální vzdálenosti středů kol od těžiště letounu.



Obr. 7.1: Schéma přistávacího zařízení v souřadné soustavě [8]

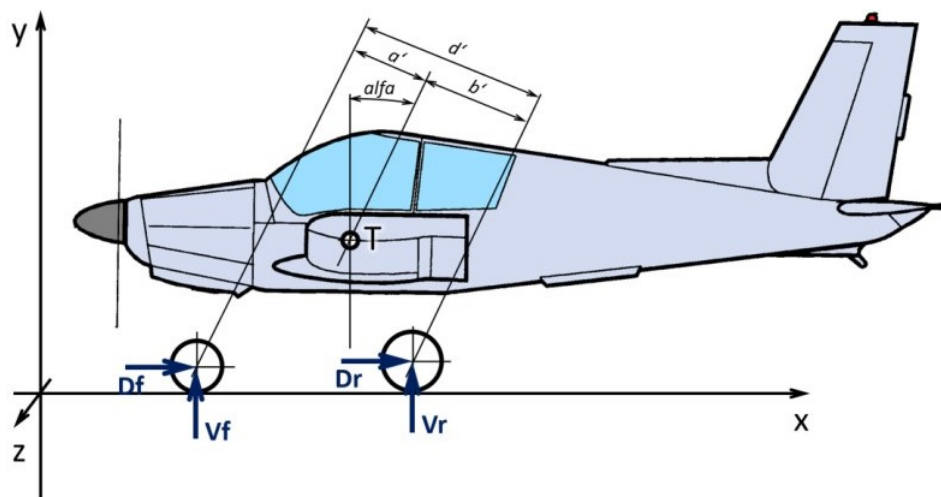
7.4.2 CS 23.479 Podmínky vodorovného přistání

- (a) Pro vodorovné přistání se předpokládá, že letoun bude mít následující polohy:
- (1) Pro letouny s ostruhovým kolem: normální poloha vodorovného letu.
 - (2) Pro letouny s příďovými koly: polohy, ve kterých:
 - (i) příďová i hlavní kola dosedají na zem současně; a
 - (ii) hlavní kola dosedají na zem a příďové kolo je těsně nad zemí.
- Při výpočtech může být poloha uváděná v pododstavci (i) použita pro požadavky pododstavce (ii).
- (b) Při šetření přistávacích podmínek musí být odporové složky, které napodobují síly potřebné ke zrychlení pneumatik a kol na přistávací rychlost (roztáčení), uvažovány ve vhodné kombinaci s odpovídajícími okamžitými svislými reakcemi země

a dopředná vodorovná zatížení vyvolaná rychlou redukcí zatížení vzniklého při roztáčení pneumatik a kol v důsledku zpětného odpružení musí být kombinována se svislými reakcemi země v okamžiku špičky dopředného zatížení, přičemž se předpokládá vztlak křídla a součinitel skluzového tření pneumatiky 0,8. Zatížení z odporu však nesmí být menší než 25% maximální svislé reakce země (vztlak křídla se zanedbává).

(c) Není-li možné provést zvláštní zkoušky nebo vhodnější výpočet pro určení zatížení při roztáčení kol a zpětného odpružení pro podmínky přistání, musí být použita metoda uvedená v Dodatku D. Jestliže se použije Dodatek D, odporové složky použité pro návrh nesmí být menší než ty, které předkládá Dodatek C.

(d) U letounů s koncovými nádržemi nebo s velkými přečnávajícími hmotami (jako jsou turbovrtulové nebo proudové motory) nesenými křídly musí být koncové nádrže a konstrukce nesoucí nádrže nebo přečnávající hmoty navrženy pro účinky dynamických reakcí v podmínkách vodorovného přistání buď podle pododstavce (a)(1), nebo (a)(2)(ii). Pro výpočet vlivů dynamických reakcí se může předpokládat vztlak letounu rovný jeho hmotnosti.



Obr. 7.2: Vodorovné přistání se skloněnými reakcemi [8]

Určení sil na jednotlivá kola dle předpisu CS 23.479 (a)(2)(i):

Pro výpočet je uvažováno 25 % stlačení hlavního i příďového podvozku. Pneumatiky jsou stlačeny staticky.

Pro výpočet úhlu α platí:

$$W < 3000 \text{ lbs} \Rightarrow k = 0,25 \quad [-] \quad (7.10)$$

$$\alpha = \tan^{-1} = 14 \quad [^\circ] \quad (7.11)$$

Výpočet vzdáleností a' , b' , d' z obr.7.2

$$d' = d \cos(\alpha) \quad (7.12)$$

$$d' = d \cos(\alpha) \quad (7.13)$$

$$b' = [(y_t - y_{hl} \cos(\alpha) + (x_t - x_{hl})) \cos(\alpha)] \quad (7.14)$$

$$a' = d' - b' \quad (7.15)$$

y_t , x_t reprezentují polohu těžiště letounu, y_{hl} a x_{hl} reprezentují polohu hlavního podvozku v použitém souřadnicovém systému.

Výpočet vzdáleností a' , b' , d' z obr.7.2

$$a' = d' - b' \quad (7.16)$$

Výpočet redukované hmotnosti pro hlavní podvozek W_r a přední podvozek W_f

$$W_r = \frac{W}{2} \frac{a'}{d'} \quad [kg] \quad (7.17)$$

$$W_f = \frac{W}{2} \frac{b'}{d'} \quad [kg] \quad (7.18)$$

Z hlediska výpočtu je stěžejní určení absorpce energie pro hlavní podvozek E_r a přídový podvozek E_f

$$E_r = \frac{1}{2} \frac{W_r}{g} v_y^2 + W_r h (1 - L) \quad [J] \quad (7.19)$$

$$E_f = \frac{1}{2} \frac{W_f}{g} v_y^2 + W_f h (1 - L) \quad [J] \quad (7.20)$$

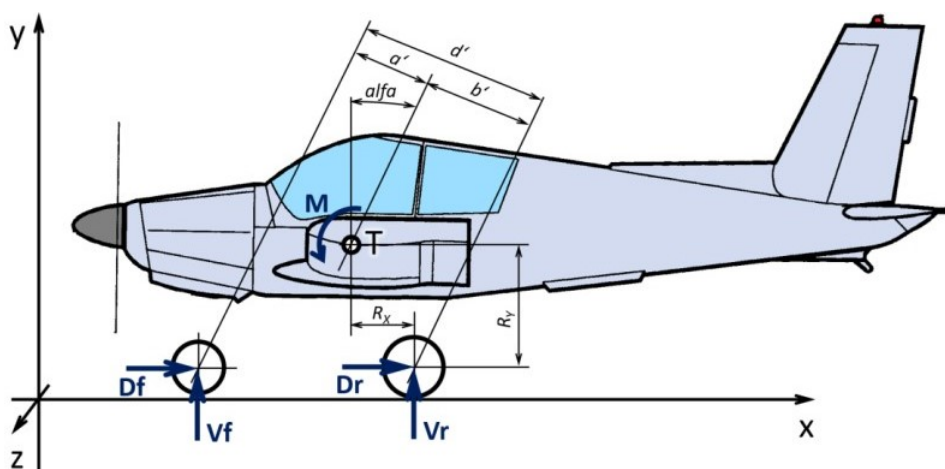
L značí poměr vztlaku ku hmotnosti letounu, h stlačení pneumatiky + posun osy kola ve svislém směru.

Přepočet do souřadnicové soustavy viz obr. 7.2

$$V_r = V \cos(\alpha) \quad (7.21)$$

$$D_r = V \sin(\alpha) \quad (7.22)$$

Určení sil při přistání s předním podvozkem těsně nad zemí CS23.479
(a)(2)(ii):



Obr. 7.3: Vodorovné přistání s přídovým kolem těsně nad zemí [8]

Výpočet redukované hmotnosti pro hlavní podvozek (1 kolo)

$$W_r = \frac{W}{2 \left(1 + \frac{b'^2}{i_z^2} \right)} \quad [kg] \quad (7.23)$$

kde i_z je poloměr setrvačnosti

$$i_z^2 = \frac{I_z}{W} \quad (7.24)$$

a I_z moment setrvačnosti

Určení absorpce energie pro hlavní podvozek E_r

$$E_r = \frac{1}{2} \frac{W_r}{g} v_y^2 + W_r h (1 - L) \quad [J] \quad (7.25)$$

Pro tento případ uvažujeme $h = 0,37 \text{ m}$. Energie je přepočtena pomocí grafu: *Dynamická zkouška hlavního podvozku Z43*. Graf je součástí přílohy B.1. Síla je následně přepočtena do souřadnicové soustavy viz obr. 7.2

$$V_r = V \cos(\alpha) \quad (7.26)$$

$$D_r = V \sin(\alpha) \quad (7.27)$$

Určení sil na přední podvozek

$$V_f = 0 \quad (7.28)$$

$$D_f = 0 \quad (7.29)$$

7.4.3 CS 23.481 Podmínky přistání s velkým úhlem náběhu (na ostruhu)

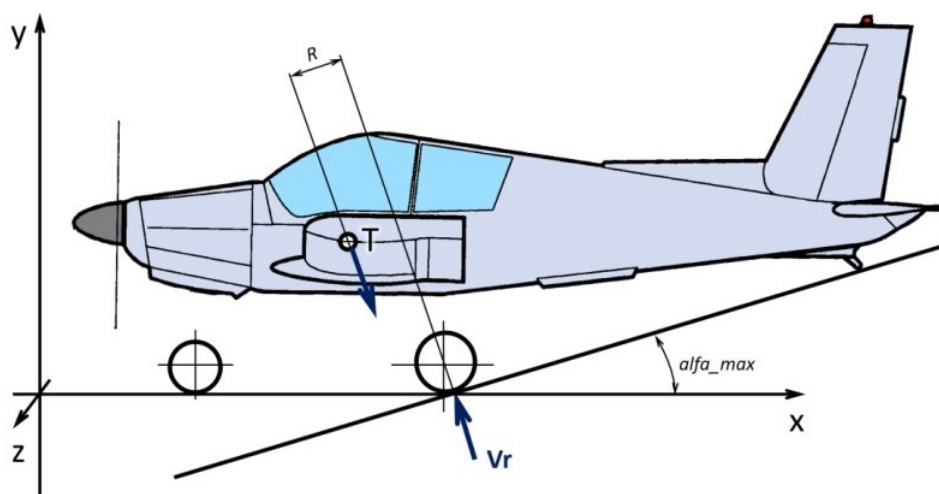
a) Pro přistání s velkým úhlem náběhu se předpokládá, že letoun bude mít následující polohy:

(1) Pro letoun se ostruhovými koly: poloha, při které hlavní a ostruhová kola dosedají na zem současně.

(2) Pro letoun s příďovým podvozkem: poloha přetažení, nebo maximální úhel dovolující jistou světlost kterékoliv části letounu od země, podle toho, která hodnota je menší.

(b) Pro letouny buď se záďovými, nebo s příďovými koly se předpokládá, že reakce země jsou svislé a kola byla urychlena na příslušnou obvodovou rychlost před dosažením maximálního svislého zatížení.

V případě přistání na velkém úhlem náběhu (ocas letounu je těsně nad zemí) je úhel α_{max} roven $12,6^\circ$.



Obr. 7.4: Přistání s velkým úhlem náběhu [8]

Výpočet redukované hmotnosti pro hlavní podvozek (1 kolo)

$$W_r = \frac{W}{2 \left(1 + \frac{b'^2}{i_z^2} \right)} \quad [kg] \quad (7.30)$$

kde i_z je poloměr setrvačnosti

$$i_z^2 = \frac{I_z}{W} \quad (7.31)$$

a I_z moment setrvačnosti

Výpočet vzdálenosti R viz obr. 7.4

$$R = [(x_r - y_t) - (y_t - y_r) \tan(\alpha_{max})] \cos(\alpha_{max}) \quad (7.32)$$

Určení absorpce energie pro hlavní podvozek E_r

$$E_r = \frac{1}{2} \frac{W_r}{g} v_y^2 + W_r h (1 - L) \quad [J] \quad (7.33)$$

Přepočet do souřadnicové soustavy

$$V_r = V \quad (7.34)$$

$$D_r = 0 \quad (7.35)$$

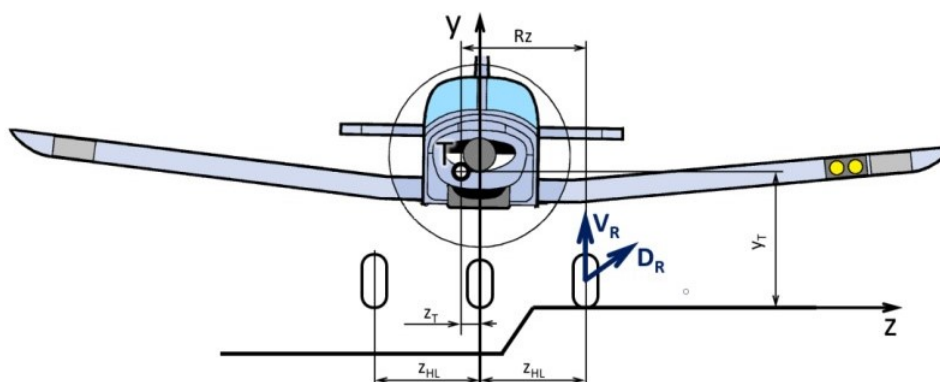
Určení sil na přední podvozek

$$V_f = 0 \quad (7.36)$$

$$D_f = 0 \quad (7.37)$$

7.4.4 CS 23.483 Podmínky přistání na jedno kolo

Pro podmínky přistání na jedno kolo se předpokládá, že letoun je ve vodorovné poloze a dotýká se země na jedné straně hlavního podvozku. V této poloze musí být reakce země stejné jako reakce získané na této straně podle CS 23.479. Zatížení je totožné jako v případě přistání s přídovými koly těsně nad zemí.



Obr. 7.5: Přistání s velkým úhlem náběhu [8]

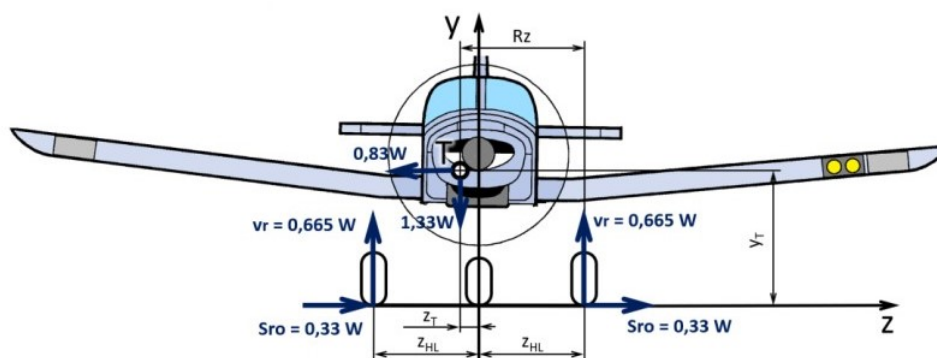
7.4.5 CS 23.485 Podmínky bočního zatížení

- (a) Pro boční zatížení se předpokládá, že letoun je ve vodorovné poloze a dotýká se země pouze koly hlavního podvozku, tlumiče a pneumatiky jsou stlačeny staticky.
- (b) Provozní násobek svislého zatížení musí být 1,33 se svislou reakcí země rovnoměrně rozdělenou mezi kola hlavního podvozku.

(c) Provozní násobek bočních setrvačných sil musí být 0,83 s boční pozemní reakcí rozdělenou mezi kola hlavního podvozku takto:

- (1) 0,5 (W) působí dovnitř na jedné straně; a
- (2) 0,33 (W) působí ven na straně druhé.

(d) Předpokládá se, že předepsané boční zatížení podle pododstavce (c) působí v bodu dotyku se zemí a odporová zatížení jsou nulová.



Obr. 7.6: Boční zatížení [8]

Určení sil působících na hlavní podvozek (1 kolo) dle předpisu 23.485

$$V_r = 1,35 \frac{W}{2} \quad (7.38)$$

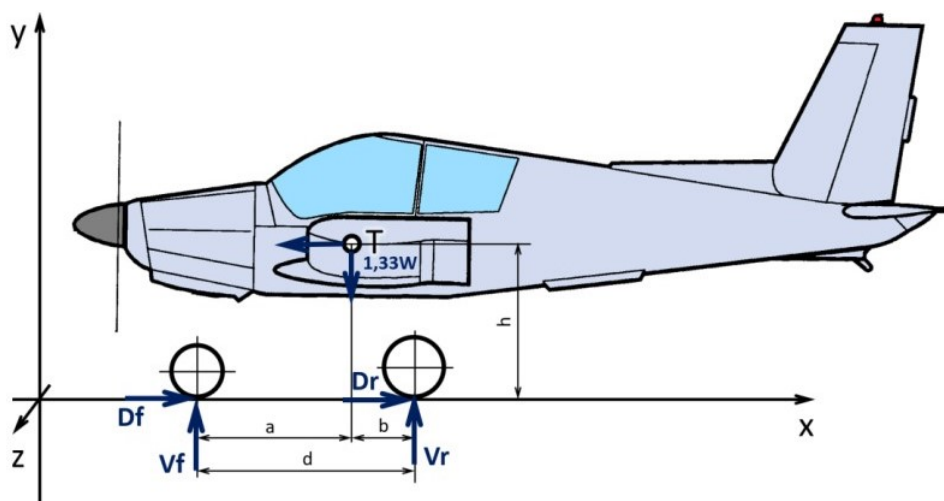
$$S_{ri} = 0,5 W \quad (7.39)$$

$$S_{ro} = 0,33 W \quad (7.40)$$

7.4.6 CS 23.493 Podmínky brzdění při pojíždění

Pro podmínky brzdění při pojíždění, kdy jsou tlumiče a pneumatiky stlačeny staticky, platí následující požadavky:

- (a) Provozní násobek svislého zatížení musí být 1,33.
- (b) Poloha letounu a dotyk se zemí musí být takové, jaké jsou předepsány v CS 23.479 pro vodorovné přistání.
- (c) Odporová reakce rovná svislé reakci na kole násobené součinitelem tření 0,8 musí být zavedena v bodě dotyku se zemí u každého kola opatřeného brzdami. Odporová reakce nemusí překročit maximální hodnotu vyplývající z mezního brzdicího momentu.



Obr. 7.7: Síly působící při brždění [8]

Určení sil dle předpisu CS 23.493

Redukovaná hmotnost W_r na hlavní a příďový podvozek W_f

$$W_r = \frac{W}{2} \frac{a}{d} \quad [kg] \quad (7.41)$$

$$W_f = W \frac{a}{d} \quad [kg] \quad (7.42)$$

Zatížení hlavního podvozku (1 kolo)

$$V_r = 1,33 W_r \quad (7.43)$$

$$D_r = 0,8 V_r \quad (7.44)$$

Zatížení předního podvozku

$$V_f = 1,33 W_f \quad (7.45)$$

$$D_f = 0 \quad (7.46)$$

7.4.7 CS 23.497 Dodatečné podmínky pro ostruhová kola

Současný podvozek je příďový a návrhové řešení předpokládá opět příďový podvozek. Letounu se tedy tento bod předpisu netýká.

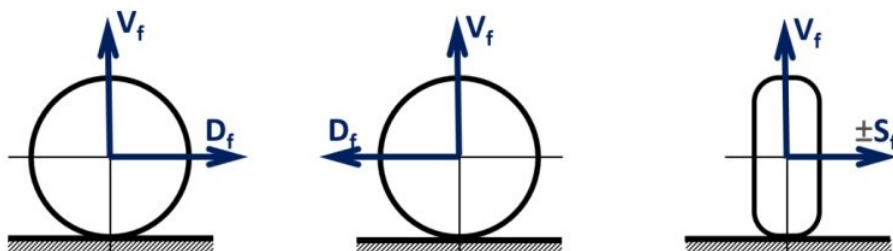
7.4.8 CS 23.499 Dodatečné podmínky pro příďová kola

Při stanovení pozemních zatížení pro příďová kola a jejich nosné konstrukce se předpokládá, že tlumiče a pneumatiky jsou stlačeny staticky. Dále musí být splněny následující podmínky:

- (a) Pro zatížení směrem dozadu musí být složky provozní síly v ose náprav

následující:

- (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola; a
- (2) Odporová složka 0,8 násobek svislého zatížení.
- (b) Pro zatížení směrem dopředu musí být složky provozní síly v ose nápravy následující:
 - (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola; a
 - (2) Dopředná složka 0,4 násobek svislého zatížení.
- (c) Pro boční zatížení musí být složky provozní síly při dotyku se zemí následující:
 - (1) Svislá složka 2,25 násobek statického zatížení kola;
 - (2) Boční složka 0,7 násobek svislého zatížení.
- (d) Pro letouny s říditelným příďovým kolem, které je řízeno hydraulickou nebo jinou silou, při návrhové vzletové hmotnosti s příďovým kolem v kterékoliv říditelné poloze musí být vzato v úvahu působení 1,33 násobku plného řídicího momentu v kombinaci se svislou reakcí rovnající se 1,33 násobku maximální statické reakce na příďový podvozek. Pokud je však instalováno zařízení omezující moment, může být řídicí moment redukován na maximální hodnotu, kterou toto zařízení dovoluje.
- (e) Pro letouny s říditelným příďovým kolem, které je přímo mechanicky propojeno s pedály pro ovládání směrového kormidla, musí být řídicí mechanismus navržen na řídicí moment pro maximální řídicí síly vyvinuté pilotem podle CS 23.397 (b).



Obr. 7.8: Dodatečné podmínky příďového podvozku. Zleva zatížení a), b), c) [8]

Určení sil dle předpisu CS 23.499

a)

$$V_f = 2,25 W_f \quad (7.47)$$

$$D_f = 0,8 V_f \quad (7.48)$$

b)

$$V_f = 2,25 W_f \quad (7.49)$$

$$D_f = 0,4 V_f \quad (7.50)$$

c)

$$V_f = 2,25 W_f \quad (7.51)$$

$$S_f = \pm 0,7 V_f \quad (7.52)$$

7.4.9 CS 23.509 Zatížení při vlečení

Zatížení při vlečení musí být použita při návrhu vlečného zařízení a té části letounu, na níž je vlečné zařízení bezprostředně uchyceno.

(a) Zatížení při vlečení uvedená v pododstavci (d) musí být brána v úvahu odděleně. Tato zatížení působí na vlečného zařízení rovnoběžně se zemí. Mimo to musí být dodrženy následující podmínky:

- (1) Svislý násobek zatížení $+1,0$ působí v těžišti; a
- (2) Tlumiče a pneumatiky jsou v polohách odpovídajících jejich statickému zatížení.

(b) Pro vlečné body, které nejsou na podvozku, ale jsou v blízkosti roviny symetrie letounu se uvažují složky čelního a bočního zatížení z vlečení stanovené pro pomocný podvozek. Pro vlečné body umístěné vně od hlavního podvozku se uvažují složky čelního a bočního zatížení z vlečení stanovené pro hlavní podvozek. Kde nelze docílit stanoveného úhlu natáčení, musí být použit maximální dosažitelný úhel.

(c) Zatížení při vlečení letounu stanovená v pododstavci (d) musí být uvedena do rovnováhy následujícím způsobem:

- (1) Proti boční složce zatížení z vlečení na hlavním podvozku působí boční síla.

na statické dotykové čáře kola, na které působí zatížení.

- (2) Proti zatížení z vlečení na pomocném podvozku a čelním složkám zatížení z vlečení na hlavní podvozek působí následující reakce:

- (i) Na osu kola, na které působí zatížení, musí působit reakce o maximální hodnotě odpovídající reakci svislé. K dosažení rovnováhy musí působit dostatečná setrvačnost letounu.

- (ii) Proti zatížení musí působit setrvačnost letounu.

(d) Předepsaná zatížení z vlečení jsou uvedena v následující tabulce, kde W znamená maximální návrhovou hmotnost letounu:

Bod vlečení	Poloha	Zatížení		
		Velikost	Č.	Směr
Hlavní podvozek		0,225 W na jednotku hlavního podvozku	1	Dopředu, rovnoběžně s osou čelního odporu
			2	Dopředu, 30° k ose čelního odporu
			3	Dozadu, rovnoběžně s osou čelního odporu
			4	Dozadu, 30° k ose čelního odporu
Pomocný podvozek	Otočen dopředu	0,3 W	5	Dopředu
			6	Dozadu
	Otočen dozadu	0,3 W	7	Dopředu
			8	Dozadu
	Otočen 45° dopředu	0,15 W	9	Dopředu v rovině kola
			10	Dozadu v rovině kola
	Otočen 45° dozadu	0,15 W	11	Dopředu v rovině kola
			12	Dozadu v rovině kola

Určení sil dle předpisu CS 23.509

Vlečná síla č.1 na hlavní podvozek

$$D_r = 0,225 W \quad (7.53)$$

Reakce na příďový podvozek

$$D_f = 2 D_{rs} \quad (7.54)$$

Vlečná síla č.5 na příďový podvozek

$$D_f = 0,3 W \quad (7.55)$$

Reakce na hlavní podvozek

$$D_d = \frac{D_f}{2} \quad (7.56)$$

Vlečná síla č.9 na příďový podvozek (natočen o 45°)

Osová a boční síla

$$D_{r1} = 0,15 W \cos(45^\circ) \quad (7.57)$$

$$D_{r2} = D_{r1} \quad (7.58)$$

Reakce na kolech hlavního podvozku

Osová síla

$$D_{r2} = \frac{D_f}{2} \pm \frac{D_{f2}1620}{1954} \quad (7.59)$$

Boční síla

$$D_{r1} = \frac{D_f}{2} \quad (7.60)$$

7.5 Souhrn kritických hodnot zatížení

V následující tabulce (tab. 7.4) jsou uvedeny kritické hodnoty jednotlivých případů zatížení provedených dle předpisu CS23.

Tab. 7.4: Souhrn kritických hodnot zatížení při přistání pro letoun Z-134 LSi

předpis	č. konf.	V_r [N]	D_r [N]	V_f [N]	D_f [N]	S_{ri} [N]	S_{ro} [N]	S_f [N]
CS23.479	M _{land}	10390,8	2590,7	10362,2	2583,6	0	0	0
CS23.479a)2)i	189N	10419,3	2597,8	10362,2	2583,6	0	0	0
CS23.479a)2)ii	180N	12121,0	2932,3	0	0	0	0	0
CS23.481	180N	12454,4	0	0	0	0	0	0
23.483	180N	12121,0	2932,3	0	0	0	0	0
23.485	81N	8803,9	0	0	0	6619,5	4368,86	0
23.493	81N	7611,5	6089,2	7611,5	0	0	0	0
23.493	88U	5455,9	4364,7	3174,5	0	0	0	0
23.499 a	88U	0	0	5370,6	-4296,5	0	0	0
23.499 b	88U	0	0	5370,6	2148,2	0	0	0
23.499 c	88U	0	0	5370,6	0	0	0	±3759,4
max.		12454,4	6089,2	10362,2	-4296,5	6619,5	4368,86	±3759,4

8 Návrh a MKP analýza podvozkových řešení

V této kapitole je proveden návrh a pevnostní výpočet kritického zatížení hlavního podvozku letounu Z—143LSi. Při jednotlivých řešeních nohy hlavního podvozku je kladen důraz na co možná nejmenší konstrukční změny ostatních komponent, jedná se především o změny závěsných prvků. Z tohoto pohledu byla již na počátku vyloučena možnost zástavby podvozkových noh do křídla, přinášející rozsáhlé konstrukční změny. Modifikace podvozku se týká především změny tvaru podvozkové nohy. Jak již bylo zmíněno v kap. 5.6 současná technologie výroby ohybem zatepla je z časových důvodů a kooperačních problémů neudržitelná. Naopak lépe se jeví provádět celý proces výroby ve firmě ZA. To by bylo možné pouze při ohybu podvozkových noh zastudena a je to také hlavním kritériem při návrhu nového přistávacího zařízení.

8.1 Určení zatížení

V předešlé kapitole (kap. 7: Výpočet pozemního zatížení) je vypočteno zatížení přistávacího zařízení. Kritické zatížení při návrhu hlavního podvozku letounu je jednoznačně případ CS23.481 – Přistání s velkým úhlem náběhu a je uvedeno níže.

$$V_r = 12455 [N] \quad (8.1)$$

Pro potřeby certifikace je nutné zavést koeficient bezpečnosti dle předpisu FAR 23.

$$F_s = 1,5 [-] \quad (8.2)$$

Z toho plyne početní zátěžná síla

$$V_{rc} = 1,5 V_r = 18682 [N] \quad (8.3)$$

8.2 MKP analýza

Pevnostní analýza je provedena metodou konečných prvků v prostředí ANSYS. Výpočetní model je vytvořen v programu Mechanical a jako řešič je použit Mechanical APDL.

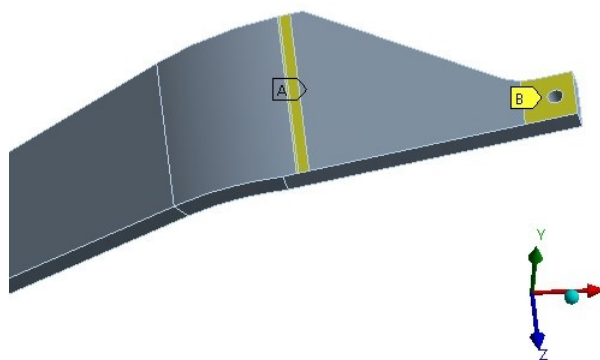
8.2.1 Popis MKP modelu

Základní geometrie je vytvořena v CAD programu Solidworks, následně je importována do programu SpaceClaim. Pro přenos modelu mezi oběma programy byl

použit formát Step. Dalším krokem bylo vytvoření ploch reprezentující okrajové podmínky v prostředí DesignModeler. Oba programy jsou součástí instalace Ansys Workbench. Následně je geometrie importována do modulu Static Structural. Jsou vytvořeny okrajové podmínky. Pro plochy (A a B) v místě, kde je noha upevněna do rámové konstrukce trupu, je zamezeno posuvu ve všech osách. Stejně plochy jsou vytvořeny i na spodní straně. Tím je zajištěno nahrazení upevnění do trupu. Je vytvořeno pevné spojení vazbou bonded mezi podvozkovou nohou a sestavou kola. Ta se skládá z kola samotného, ose kola a úkosové podložky. Geometrii je přiřazen materiál. Poté je vytvořena síť viz obr. 8.1 složená z prvků SOLID187 o velikosti 10 mm. Nakonec je v místě kontaktu kola s VPD zavedeno zatížení v podobě síly působící ve směru osy Y (viz. obr. 8.3). Prvkům je přiřazeno nelineární fyzikální chování.

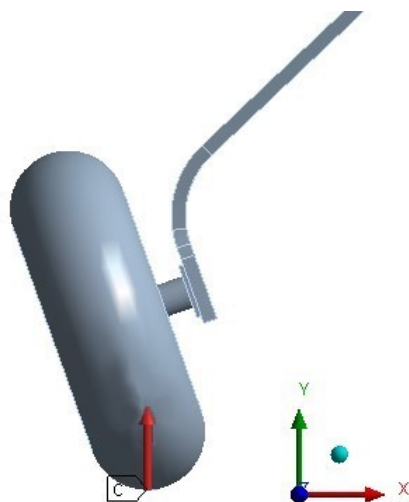


Obr. 8.1: Síť MKP modelu. Rozlišení jednoho prvku je 10 mm



Obr. 8.2: Vazby v MKP modelu

Kritické zatížení je aplikováno formou síly (B) představující přistávací ráz. Zatížení je podrobně rozebráno v kapitole 7.



Obr. 8.3: Kritický případ zatížení silou ve vertikálním směru

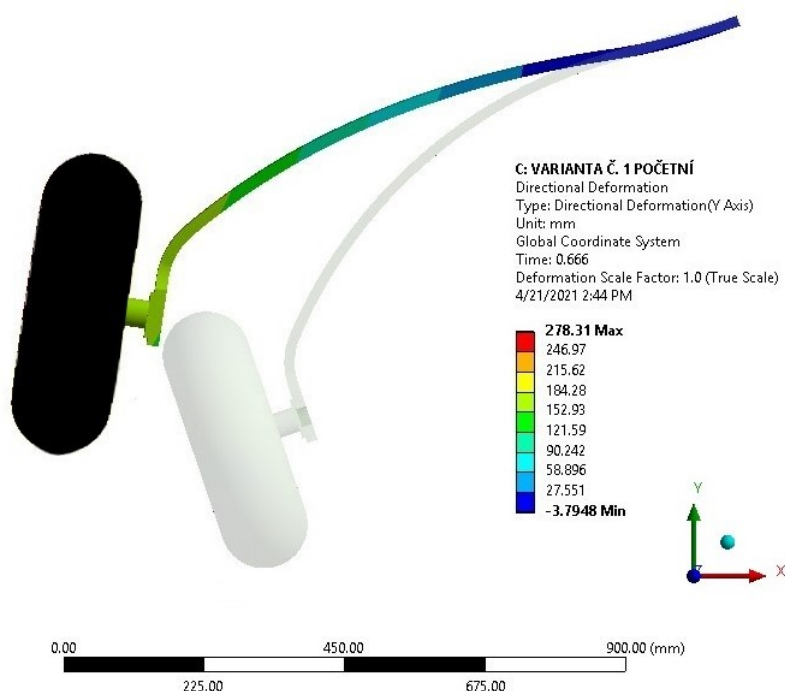
8.3 Varianta č. 1 – původní noha

Současná podvozková noha je vyrobena z ocelové slitiny 1.7108 (ekvivalentní 60SiCr7, 9262, 60 C2 XFA) v zušlechťeném stavu, zvláště vhodném pro výrobu podvozků. Mez pevnosti slitiny leží v intervalu 1470–1670 MPa, podle způsobu zušlechťování. Smluvní mez kluzu $R_{p0,2}$ je min. 1270 MPa a Poissonovo číslo μ je rovno 0,3. Modul pružnosti v tahu E je 220 GPa a poissonovo číslo μ je rovno 0,3. Měrná hmotnost oceli 1.7108 je 7,7 g/cm³. Na obr. 8.4 je znázorněna deformace podvozkové nohy při početním zatížení. Posuv ve vertikálním směru v místě kontaktu s VPD je v případě provozního zatížení roven 128 mm, zatímco u početního zatížení je roven 192 mm. Natočení osy kola vůči VPD je v případě provozního zatížení 19°, u početního zatížení je rovno 27°. Hmotnost variaty č. 1 je 12,41 kg.

Součinitel rezervy je roven:

$$RF_{\sigma} = \frac{R_m}{\sigma_{red}} = \frac{1670}{1540} = 1,08 [-] \quad (8.4)$$

Výsledky jsou součástí přílohy C.



Obr. 8.4: Posuvy uzlů varianty č. 1 způsobené početním zatížením

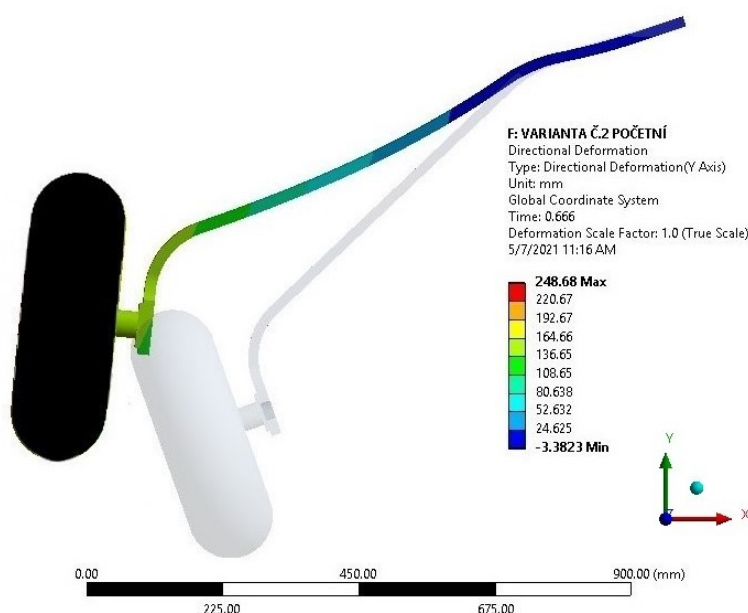
8.4 Varianta č. 2 – přímá ocelová

Pro podvozkovou nohu je jako materiál použita letecká ocel 1.7108 (ekvivalentní 60SiCr7, 9262, 60 C2 XΓA) v zušlechťeném stavu, která je vhodná právě pro podvozky. Firma ZA s tímto materiálem pracuje již řadu let a současný podvozek je vyráběn z totožného materiálu. Mez pevnosti R_m této oceli je 1470–1670 MPa, v závislosti na použitém zušlechťovacím postupu, smluvní mez kluzu $R_{p0,2}$ je min. 1270 MPa a Poissonovo číslo μ je rovno 0,3. Modul pružnosti v tahu E je 220 GPa. Měrná hmotnost oceli 1.7108 je 7,7 g/cm³. Posuv ve vertikálním směru v místě kontaktu s VPD je v případě provozního zatížení roven 111 mm, u početního zatížení je roven 168 mm. Natočení osy kola vůči VPD je v případě provozního zatížení 18°, u početního zatížení je 25°. Hmotnost varianty č. 2 je 12,18 kg, tudíž dojde ke snížení hmotnosti o 230 g. Na celém letounu dojde k úspoře hmotnosti o 460 g. Snížení úhlu natočení se současným snížením průhybu oproti původní variantě příznivě ovlivňuje chování letounu při přistání. Porovnáním obrázků 8.4 a 8.5 je patrné, že dojde k výraznému zlepšení kontaktu kola s VPD. Řízení letounu je tedy bezprostředně po kontaktu s VPD jistější, pilot může začít brzdit dříve a délka přistání bude také kratší.

Součinitel rezervy je roven:

$$RF_{\sigma} = \frac{R_m}{\sigma_{red}} = \frac{1670}{1490} = 1,12 [-] \quad (8.5)$$

Výsledky jsou součástí přílohy C.



Obr. 8.5: Posuvy uzlů varianty č. 2 způsobené početním zatížením

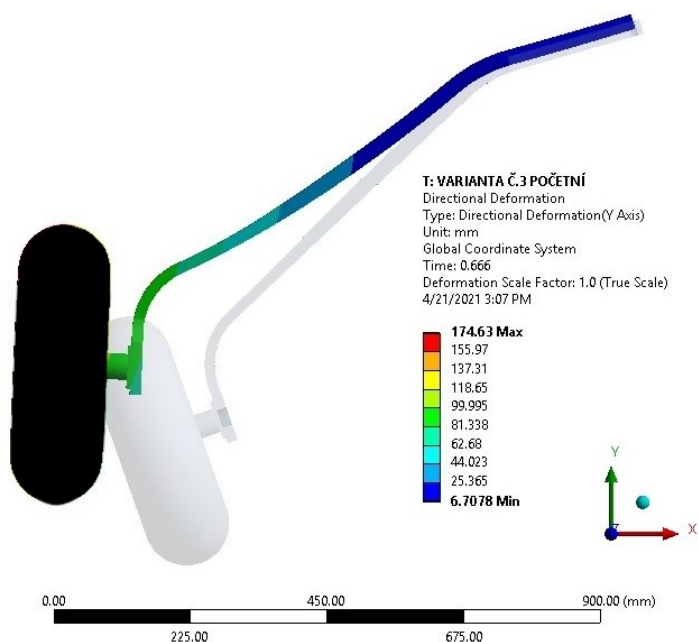
8.5 Varianta č. 3 – přímá titanová

Pro titanovou variantu byla zvolena slitina TI-6-Al-4V. Jedná se o materiál, jež je rozšířen především v oblasti letectví. Mez pevnosti R_m této slitiny je 1170 MPa, smluvní mez kluzu $R_{p0,2}$ je 1100 MPa a Poissonovo číslo μ je rovno 0,34. Modul pružnosti v tahu E je 114 GPa. Měrná hmotnost této slitiny je 4,43 g/cm³. Bylo spočteno více variant s tímto materiálem s ohledem na jeho deformační charakteristiky. Nejlépe našemu způsobu zatěžování vyhovuje varianta, u které je tloušťka 25 mm v místě uchycení do trupu a v oblasti prvního ohybu (směrem od trupu). Následně tloušťka postupně klesá až na 18 mm v oblasti druhého ohybu. Dále je tloušťka konstantní. Posuv ve vertikálním směru v místě kontaktu s VPD je v případě provozního zatížení roven 71 mm, u početního zatížení je roven 107 mm. Deformace vyrianty č. 3 je na obr. 8.6. Natočení osy kola vůči VPD je při početním zatížení rovno 21°, při zatížení provozním 16°. Hmotnost varianty č. 3 je 9,67 kg.

Součinitel rezervy je roven:

$$RF_{\sigma} = \frac{R_m}{\sigma_{red}} = \frac{1170}{830} = 1,40 [-] \quad (8.6)$$

Výsledky jsou součástí přílohy C. Titanová noha vykazuje menší průhyby a vyšší součinitel bezpečnosti. Přestože má tato varianta velké rezervy a nabízí se další optimalizace a zeslabení, byla pro mne největším přínosem z hlediska práce s deformačními charakteristikami.



Obr. 8.6: Posuvy uzlů varianty č. 3 způsobené početní zatížením

8.6 Varianta č. 4 – přímá hliníková

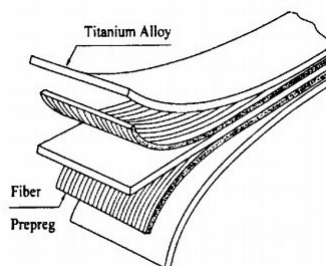
Při návrhu byl vyšetřen i případ, kde byla jako materiál použita hliníková slitina Al–Li 2099T83. Mezi její přednosti patří vysoká statická pevnost a nižší měrná hustota oproti slitinám 7XXX. Mez pevnosti R_m této slitiny je 595 MPa, smluvní mez kluzu $R_{p0,2}$ je 440 MPa a Poissonovo číslo μ je rovno 0,33. Modul pružnosti v tahu E je 78 GPa. Měrná hmotnost této slitiny je 2,63 g/cm³. Nicméně i při použití této vysokopevnostní slitiny dojde k překročení meze pevnosti. Výpočet byl proveden s tloušťkou podvozkové nohy 35 mm, což je rozměr, který je možno bez větších problémů ohnout a zároveň není nutné provádět konstrukční změny na trupu.

Součinitel rezervy je roven:

$$RF_{\sigma} = \frac{R_m}{\sigma_{red}} < 1 [-] \quad (8.7)$$

8.7 Varianta č. 5 – HTCL

HTCL (z ang. Hybrid Titanium Composite Laminates) je hybridní materiál složený z několika vrstev kovového materiálu a vložených vrstev prepregu z uhlíkových vláken viz obr. 8.7. Byl vyvinut agenturou NASA. Jako pojivo a nasycení prepregu je použita epoxidová pryskyřice L 20 od firmy Havel Composites CZ s.r.o. Vlastnosti této pryskyřice závisí na zvoleném temperačně-vytvrzujícím cyklu. Odolnost vůči ohybu pryskyřice L 20 po 7 dnech pokojové teploty a 15 hodinách vytvrzování v peci při teplotě 60° je 488 MPa. K hlavním výhodám materiálu HTCL patří především výrazně lepší odolnost proti porušení rázy a nižší rychlost šíření únavových trhlin. Zásadní nevýhodou je pak již řadu let vysoká cena. Pevnostně je tato varianta omezena odolností použité pryskyřice.



Obr. 8.7: Schéma materiálu HTCL [11]

Pro výpočet této varianty byl v prostředí ANSYS použit modul ACP (Ansys Composite Prepost), kde byly vytvořeny jednotlivé vrstvy v pořadí viz tab.8.1. Celková tloušťka podvozkové nohy z materiálu HTCL je 25,3 mm. Posuv ve vertikálním

směru v místě kontaktu s VPD je v případě provozního zatížení roven 56 mm, u početního zatížení je roven 82 mm. Deformace vyrianty č. 3 je na obr. 8.8. Natočení osy kola vůči VPD je při početním zatížení rovno 13°, při zatížení provozním 9°. Hmotnost varianty č. 3 je 6,08 kg.

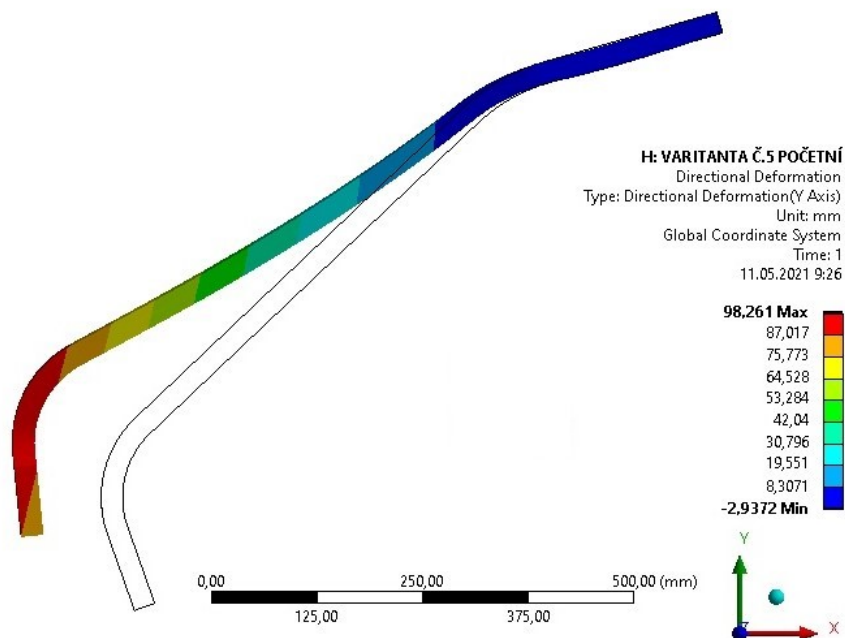
Tab. 8.1: Materiálová skladba podvozkové nohy vyrianty č. 5

poč. vrtev	materiál	tl. jedné vrstvy [mm]	tl. celkem [mm]
4	uhlíkový prepreg	0,8	3,2
1	titan	3,5	3,5
4	uhlíkový prepreg	0,8	3,2
1	titan	5,5	5,5
4	uhlíkový prepreg	0,8	3,2
1	titan	3,5	3,5
4	uhlíkový prepreg	0,8	3,2
Σ			25,3

Součinitel rezervy je roven:

$$RF_{\sigma} = \frac{R_m}{\sigma_{red}} = \frac{488}{468} = 1,04 [-] \quad (8.8)$$

Výsledky jsou součástí přílohy C.



Obr. 8.8: Posuvy uzlů varianty č. 5 způsobené početní zatížením

8.8 Shrnutí

V tabulce 8.2 jsou shrnuty kritické charakteristické vlastnosti jednotlivých návrhových variant při početním zatížení. Maximální deviace osy kola hlavního podvozku dochází právě při současné variantě přistávacího zařízení. Kolo je vůči VPD nakloněno nejvíce opět při původní *variantě č. 1 – původní* a to konkrétně o 27° . Oblast největšího napětí viz. příloha C zaujímá největší plochu. Naproti tomu u *varianty č. 2 – přímá ocelová* se příznivě projevila změna tvaru na deformačních charakteristikách. Kolo je nakloněno vůči VPD o 25° při početním zatížení a při provozním o 19° . Tento náklon zajišťuje ideální kontakt s VPD. Posunutí oblatti, kde dochází ke kontaktu s VPD se snížilo o 33% při početním zatížení i provozním zatížení. Obast s největším napětím se zmenšila. Došlo k úspoře hmotnosti o 230 g, na letounu je tak ušetřeno celkem 460g. U *varianty č. 3 – přímá titanová* bylo nutné optimalizovat tloušťku, tak aby byl zajištěn správný kontakt mezi pneumatikou a VPD během přistání. Tloušťka podvozové nohy se pohybuje mezi 25–18 mm, hmotost jedné nohy je o 22% nižší vůči původní variantě a koeficient bezpečnosti je o 23% vyšší. Nevýhodou *varianty č. 3* je pak cena titanu samotného a obecně obtížnější obrábění. Při obrábění titanu vzkají podstatně větší řezné síly než při obrábění ocelí. *Varianta č. 4 – přímá hliníková* jako jediná nesplňuje základní předpoklad, že nedojde k překročení meze pevnosti R_m . Hliník je výborný materiál s nízkou měrnou hustotou, nicméně na podvozky letounů kategorie general aviation není příliš vhodný. Oproti výše uvedeným materiálům má nízký modul pružnosti v tahu R_m . Uplatňuje se především na podvozcích letounů s nižší hmotností, zejména kategorie ULL. Poslední případ, *varianta č. 5 – HTCL* představuje moderní řešení za použití materiálu, který dosud není v letectví výrazně zastoupen. Tato varianta má nejmenší hmotnost, posun dosedajícího bodu ve vertikálním směru je nejmenší, natočení osy kola vůči VPD je také nejmenší. Zatímco však u předchozích řešení je natočení při přistání ideální, u *varianty č. 5* je příliš malé, protože hybridní materiál složený z titanu a uhlíkových vláken je příliš tuhý. Naopak pro správné provedení přistání je žádoucí propuštění jako je tomu u *variant č. 1 a 2*. Vezmeme-li do úvahy, že laminátové konstrukce vyžadují finančně náročné prostory pro výrobu, které splňují přísné zdravotní kritéria a fakt, že firma ZA má zájem podvozek vyrábět ve vlastních prostorách, *varianta č. 5* také není vhodná. Na následující straně jsou porovnány jednotlivé varianty zatížené početní i provozní silou (tab. 8.2 a 8.3) a hmotnosti jednotlivých variant (tab. 8.4 a 8.5).

Tab. 8.2: Porovnání jednotlivých variant zatížené početní silou

varianta	posuv [mm]	natočení [°]	napětí [MPa]	RF [–]
č. 1	192	27	1540	1,08
č. 2	168	25	1490	1,12
č. 3	107	21	830	1,4
č. 4	–	–	–	–
č. 5	82	13	468	1,04

Tab. 8.3: Porovnání jednotlivých variant zatížené provozní silou

varianta	posuv [mm]	natočení [°]	napětí [MPa]
č. 1	128	19	1040
č. 2	111	18	993
č. 3	71	16	553
č. 4	–	–	–
č. 5	56	9	312

Tab. 8.4: Hmotnost jednotlivých variant

varianta	měrná hmotnost [g/cm ³]	hmotnost [kg]
č. 1	7,70	12,41
č. 2	7,70	12,18
č. 3	4,43	9,67
č. 4	2,63	9,06
č. 5	4,43/1,451	6,08

Tab. 8.5: Hmostnost varianty č.5

materiál	měrná hmotnost [g/cm ³]	hmotnost [kg]
Ti-6-Al-4V	4,43	3,83
Kompozit	1,451	2,25
Σ		6,08

Závěr

Cílem této práce bylo provést modernizaci hlavního podvozku letounu Z—2143 LSi dle požadavků CS 23/FAR 23, stanovit zatížení a provést pevnostní kontrolu podvozku.

V úvodní části práce je uveden stručný historický vývoj firmy ZA, následuje popis konstrukce a technických parametrů letounu Z—143 LSi. Následuje přehled jednotlivých typů přistávacích zařízení vyskytujících se na letounech kategorie GA a popis současného podvozku zkoumaného letounu se zaměřením na hlavní podvozek a uchycení. Vstupuje zde požadavek na změnu technologie ohýbání podvozkového dílce, respektive přechod z technologie ohýbání zatepla na ohýbání zastudena. Spolu s tímto faktorem je provedena optimalizace tvaru podvozkové nohy. Předpokládá se, že touto změnou dojde k úspoře hmotnosti a zároveň se celá výroba hlavního podvozku přesune do firemních prostor.

Další část práce se věnuje hmotovému a centrážnímu rozboru, které je doplněn o návrh nového podvozku. Je vypočteno zatížení přistávacího zařízení, přičemž pro hlavní podvozek je rozhodující případ přistání s velkým úhlem náběhu.

Následuje kapitola: Návrh a analýza podvozkových řešení. Je zde vyšetřeno celkem pět variant včetně současného řešení s ohledem na deformační charakteristiky a bezpečnost vůči předpisu. Byl proveden MKP výpočet s uvážením materiálových i geometrických nelinearit. Z hlediska použití současných možností výroby ZA vycházejí nejlépe varianty č. 2 a 3, tedy přímá ocelová a přímá titanová. Titanová noha vychází o 2,5 kg lehčí, nicméně je potřeba zvážit všechny okolnosti s ohledem na finančně nákladnější frézování a samotnou cenu polotovaru. Záměnou současného podvozku variantou č. 2 dojde opět k nezanedbatelné úspoře hmotnosti, konkrétně o 460 g. To může být využito např. pro zvýšení užitečného zatížení. U varianty č. 5 je posouzen i moderní materiál HTCL, avšak jedná se o materiál velmi drahý a použití na letounu Z—143 LSi, který je především cvičný a turistický není nejvhodnější.

Literatura

- [1] *Aerocorner.com* [online]. [cit. 2021-5-13]. Dostupné z: <https://aerocorner.com/wp-content/uploads/2020/06/Cessna-150-G-AWPU-1000x500.jpg>
- [2] AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL. *DA20-A1 KATANA: lDOC # DA 201* [online]. DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES INC., London, Ontario, 21.11.08 [cit. 2021-3-15].
- [3] DOLINAY, Dávid. *Cessna 172S* [online]. [cit. 2020-5-11]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/tlsair/photos/1905646736189891>
- [4] FINNEY CONTRABANDIT, Chris. Aermacchi AL-60. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/1/1f/Aermacchi-Lockheed_AL-60B-2_Santa_Maria_AN2319736.jpg
- [5] GOODE, Richard. *YAK-55 Airplane technical description*. Archiv Richarda Goodeho.
- [6] GOODE, Richard. *SU-31 Maintenance Manual*. Archiv Richarda Goodeho, 1997, s. 158.
- [7] GOODE, Richard. *SU-31M Maintenance Schedule*. Archiv Richarda Goodeho, 1993.
- [8] GREGOR, Jiří. *Návrh zatahovacího podvozku pro letoun Z 143 LSi*. Brno, 2020. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/125314>. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav. Vedoucí práce Antonín Píštěk.
- [9] GRYZOWSKI, Piotr. *SU-31 LY-LJK* [online]. [cit. 2021-2-11]. Dostupné z: <https://www.airplane-pictures.net/photo/1316646/ly-ljk-private-sukhoi-su-31/>
- [10] CHANDLER, Paul. *Yak-55 G-YKSS* [online]. [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://www.jetphotos.com/photo/476408>
- [11] JOHNSON AND RHYMER. *Fatigue damage mechanisms in advanced hybrid titanium composite laminates* [online]. NASA Langley Research Center, 2000 [cit. 2021-4-12]. Dostupné z: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20010110386/downloads/20010110386.pdf?attachment=true>

- [12] NĚMEC, Pavel. *PZL-140 Wilga* [online]. 23. 1. 2014 [cit. 2021-1-30]. Dostupné z: <https://www.megapixel.cz/foto/26331>
- [13] PAZMANY, Ladislao. *Landing gear design for light aircraft Volume 1*. 1. Pazmany Aircraft Corporation, 1986, s. 246. ISBN 0-9616777-0-8.
- [14] ŠIMEK, Pavel. *Zlín Z-226 MS* [online]. 10.7.2020 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <http://aeroklubvyskov.cz/AKVY/Photogallery/View/184>
- [15] VOLEJNÍK, Jiří. *Zlínské letectví: Ilustrovaná historie 1924 - 2004*. Muz. jiho-východní Moravy Zlín, 2009. ISBN 978-80-87130-10-0.
- [16] WALES, Daniel. *Yakovlev Yak-12: The Shuttleworth Collection 2019* [online]. 4.8.1019 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://www.deviantart.com/daniel-wales-images/art/Yakovlev-Yak-12-809070571>
- [17] Úřad pro civilní letectví [online]. [cit. 2021-5-19]. Dostupné z: https://www.caa.cz/wp-content/uploads/2019/07/CS-23_konsolidovane_Amdt_3_CZ.pdfcb=04a722a427133d538e39f953aa0cf5ab
- [18] *Evektor* [online]. [cit. 2021-1-30]. Dostupné z: https://www.evektor.cz/sites/default/files/styles/gallery_large/public/gallery/img_0285.jpg?itok=haxqTTCD
- [19] *VUT100 Cobra* [online]. [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <http://www.aeroplan.cz/fullsize-3116-q-evektor-vut-100-120ix-cobra-xpr-ok-mih>
- [20] PA-38-112 Tomahawk. : *PART NUMBER 761-660*. 28.2.2002. The New Piper Aircraft, s. 435.
- [21] *Piper PA-38* [online]. [cit. 2021-1-29]. Dostupné z: <https://twitter.com/AviationSafety/status/1259152411580682247>
- [22] *PA-28 Service Manual* [online]. PIPER AIRCRAFT CORPORATION [cit. 2021-1-29]. Dostupné z: <http://www.mikeg.net/library/files/pa28-service.pdf>
- [23] *Piper PA-28R-201T* [online]. [cit. 2021-1-29]. Dostupné z: <http://aircraft-in-focus.com/wp-content/gallery/pa28-n146lh/DSC2246-800x.jpg>
- [24] Piper PA-28. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001-, 22.12.2007 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/f/f9/PiperPA-28-236DakotaC-GGFSPHOTO4.JPG>
- [25] *Model 172 Skyhawk Series: Service Manual*. 1977.

- [26] *Cessna 150 series Service Manual* [online]. 15.6.1975 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://aerocorner.com/wp-content/uploads/2020/06/Cessna-150-G-AWPU-1000x500.jpg>
- [27] *Model 120 and 140 Parts catalog* [online]. Cessna Aircraft Company, 1954 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://www.scribd.com/document/330185116/cessna-120-140-parts-manual-19541-pdf>
- [28] *Yak-12M + 12R Maintenance and operations manual (russian)*. Archiv Richarda Goodeho, 1958.
- [29] *Konstrukce křídla* [online]. 26.6.2020 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/zav_prace_soubor_verejne.php?file_id=213776
- [30] *Střední prutová část trupu letounu Z143 LSi* [online]. 9.2020 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: <https://www.zlinaircraft.eu/Servis-a-podpora/dokumenty-kestazeni/>
- [31] *Z 143 LSi* [online]. 10.2.2020 [cit. 2021-5-9]. Dostupné z: https://www.zlinaircraft.eu/galerie/novinky/ba96-3_max_1581325723.jpg
- [32] *Diamond Aircraft* [online]. [cit. 2021-2-21]. Dostupné z: https://www.diamond-aircraft.com/en/flight-school-solution/aircraft/da20/overview/#gallery_31-2
- [33] *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2021-5-21]. Dostupné z: [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cessna_140_\(NC89109\)_05.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Cessna_140_(NC89109)_05.jpg)
- [34] *ZLIN Z 143 LSi GENIUS* [online]. [cit. 2021-5-21]. Dostupné z: <https://www.zlinaircraft.eu/Letadla/Z-143-LSi-GENIUS/>
- [35] *Interní zdroje Technometry Radotín, s.r.o.*
- [36] *Interní zdroje ZLINu Aircraft. a.s.*

Seznam obrázků

1.1	Zlin Z-226 MS s vlečným zařízením	12
2.1	Letoun Z 143 LSi	14
2.2	Střední prutová část trupu letounu Z143 LSi	14
2.3	Konstrukce křídla Z 143	15
2.4	Třípohledový nákres letounu Z 143 LSi	17
3.1	Yak 12M	18
3.2	Hlavní podvozek Yak 12 (vlevo) a gumové oko (vpravo)	19
3.3	Cessna 140	19
3.4	Schéma uchycení nohy hlavního podvozku do trupu a nadstavece C 140	20
3.5	Cessna 150	20
3.6	Schéma hlavního podvozku C 150 s plochou a trubkovou pružinou . .	21
3.7	Cessna 172S	22
3.8	Uchycení podvozku do trupu C 172, schéma podvozku C 172	22
3.9	Piper PA-28 s pevným podvozkem a PA-28R-201T se zatahovacím podvozkem	23
3.10	Uchycení podvozku do trupu PA-28 a PA-28R-201T0	23
3.11	Piper PA-38	24
3.12	Schéma podvozku Piper PA-38	25
3.13	VUT100 Cobra	25
3.14	Schéma podvozku VUT100 Cobra	26
3.15	Aermacchi AL-60B	27
3.16	Hlavní podvozek Aermacchi AL-60	27
3.17	PZL-140 Wilga	28
3.18	Schéma hlavního podvozku PZL-104 Wilga	28
3.19	Diamond DA20i	29
3.20	Schéma hlavního podvozku Diamond DA20	29
3.21	Yakovlev Yak-55	30
3.22	Hlavní podvozek-Yak 55	30
3.23	Sukhoi Su-31	31
3.24	Havní podvozek Su-31 a závěs hlavní podvozkové nohy	31
3.25	Zlin Z-50	32
3.26	Schéma podvozku Z-50	32
4.1	Příďový podvozek Z-143	35
4.2	Noha hlavního podvozku Z-143 LSi	36
4.3	Uchycení hlavního podvozku Z-143 LSi	36
5.1	Vyznačená místa kontroly dílu nohy Z-143	38
6.1	Schéma souřadnicové soustavy letounu Z-143 LSi	40

6.2	Centrážní rozbor v konfiguraci NORMAL a UTILITY	45
7.1	Schéma přístávacího zařízení v souřadné soustavě	48
7.2	Vodorovné přistání se skloněnými reakcemi	49
7.3	Vodorovné přistání s přídovým kolem těsně nad zemí	51
7.4	Přistání s velkým úhlem náběhu	52
7.5	Přistání s velkým úhlem náběhu	53
7.6	Boční zatížení	54
7.7	Síly působící při brždění	55
7.8	Dodatečné podmínky přídového podvozku. Zleva zatížení a), b), c) . .	56
8.1	Síť MKP modelu	61
8.2	Vazby v MKP modelu	62
8.3	Kritický případ zatížení silou ve vertikálním směru	62
8.4	Posuvy uzlů varianty č. 1 způsobené početním zatížením	63
8.5	Posuvy uzlů varianty č. 2 způsobené početním zatížením	64
8.6	Posuvy uzlů varianty č. 3 způsobené početním zatížením	65
8.7	Schéma materiálu HTCL	66
8.8	Posuvy uzlů varianty č. 5 způsobené početním zatížením	67
B.1	Dynamická zkouška hlavního podvozku Z-43	85
C.1	Deformace varianty č. 1 při početním zatížení	86
C.2	Deformace varianty č. 1 při provozním zatížení	86
C.3	Napětí varianty č. 1 při početním zatížení - shora	87
C.4	Napětí varianty č. 1 při početním zatížení - zespodu	87
C.5	Napětí varianty č. 1 při provozním zatížení - shora	88
C.6	Napětí varianty č. 1 při provozním zatížení - zespodu	88
C.7	Deformace varianty č. 2 při početním zatížení	89
C.8	Deformace varianty č. 2 při početním zatížení	89
C.9	Napětí varianty č. 2 při početním zatížení - shora	90
C.10	Napětí varianty č. 2 při početním zatížení - zespodu	90
C.11	Napětí varianty č. 2 při provozním zatížení - shora	91
C.12	Napětí varianty č. 2 při provozním zatížení - zespodu	91
C.13	DDeformace varianty č. 3 při početním zatížení	92
C.14	Deformace varianty č. 3 při početním zatížení	92
C.15	Napětí varianty č. 3 při početním zatížení - shora	93
C.16	Napětí varianty č. 3 při početním zatížení - zespodu	93
C.17	Napětí varianty č. 3 při provozním zatížení - shora	94
C.18	Napětí varianty č. 3 při provozním zatížení - zespodu	94
C.19	Deformace varianty č. 5 při početním zatížení	95
C.20	Deformace varianty č. 5 při početním zatížení	95
C.21	Napětí varianty č. 5 při početním zatížení - shora	96

C.22 Napětí varianty č. 5 při početním zatížení - zespodu	96
C.23 Napětí varianty č. 5 při provozním zatížení - shora	97
C.24 Napětí varianty č. 5 při provozním zatížení - zespodu	97

Seznam tabulek

2.1	Technické parametry letounu Z-143 LSi [34]	16
3.1	Porovnání letounů v závislosti na: počtu vyrobených kusů, MTOW, typu podvozku, tvaru a použitém materiálu [technická data výrobců]	34
4.1	Chemické složení oceli 1.7108	35
6.1	Hmotnost trupu	41
6.2	Hmotnost křídla	41
6.3	Hmotnost přistávacího zařízení	42
6.4	Zástavba motoru	42
6.5	Souhrnná hmotnost celků letounu	42
6.6	Prázdná hmotnost NORMAL	43
6.7	Prázdná hmotnost UTILITY	43
7.1	Statické stlačení pneumatiky	47
7.2	Stlačení tlumící soustavy	47
7.3	Vzdálenosti vůči souřadné soustavě letounu	47
7.4	Souhrn kritických hodnot zatížení při přistání pro letoun Z-134 LSi	59
8.1	Materiálová skladba podvozkové nohy vyrianty č. 5	67
8.2	Porovnání jednotlivých variant zatížené početní silou	69
8.3	Porovnání jednotlivých variant zatížené provozní silou	69
8.4	Hmotnost jednotlivých variant	69
8.5	Hmostnost varianty č.5	69
A.1	Hmotnosti, centra, momenty setrvačnosti letounu Z-134 LSi	80
A.2	Hmotové konfigurace letounu Z-143 LSi	81

Seznam příloh

A	Hmotové konfigurace a centráž	79
B	Dynamická zkouška hlavního podvozku	85
C	Výsledky MKP analýzy	86

A Hmotové konfigurace a centráž

Tab. A.1: Hmotnosti, centráže, momenty setrvačnosti letounu Z-134 LSi

poř. č.	název	hmotnost [kg]	x [m]	y [m]	z [m]	I_x [kgm ²]	I_y [kg ²]	I_z [kg ²]
1	pilot 60 kg vpředu	60,000	2,686	1,485	0,292	5,80	4,00	8,20
2	pilot 60 kg vzadu	60,000	2,776	1,485	0,292	5,80	4,00	8,20
3	pilot 100 kg vpředu	100,000	2,651	1,485	0,292	13,33	9,67	20,33
4	pilot 100 kg vzadu	100,000	2,741	1,485	0,292	13,33	9,67	20,33
5	piloti 60 kg vpředu	120,000	2,741	1,485	0,000	16,40	12,80	16,40
6	piloti 60 kg vzadu	120,000	2,686	1,485	0,000	16,40	12,80	16,40
7	piloti 100 kg vpředu	200,000	2,651	1,485	0,000	34,67	27,34	40,67
8	piloti 100 kg vzadu	200,000	2,741	1,485	0,000	34,67	27,34	40,67
9	pasažéři 2×77,11 kg	154,220	3,518	1,485	0,000	26,70	21,05	31,32
10	zavazadla 40 kg	40,000	4,000	1,350	0,000	1,50	1,73	0,83
11	palivo 120l (hl.)	86,400	2,484	1,122	0,000	382,11	382,11	0,94
12	palivo 230 l (hl. + vně.)	165,600	2,570	1,235	0,000	1891,82	1891,82	3,45
13	2 pasažéři 2×52	104,000	3,518	1,485	0,000	14,21	11,10	14,21
14	2 pasažéři 2×100 kg	200,000	3,518	1,485	0,000	34,67	27,34	40,67
15	1 pasažér 77,11 kg	77,110	3,518	1,485	0,292	7,44	5,13	10,50
16	palivo 69 l (hl.)	49,650	2,484	1,122	0,000	221,02	221,02	0,54
17	palivo 75 l (vnějš.)	54,027	2,664	1,358	0,000	1029,86	1029,86	2,03
18	palivo 90 l (hl.)	64,647	2,484	1,122	0,000	285,91	285,91	0,70
19	2 piloti 75 kg vzadu	149,050	2,759	1,485	0,000	26,00	20,51	30,50
20	2 piloti 89 kg vpředu	178,247	2,651	1,485	0,000	30,86	24,33	36,20
21	zavazadla cca 15 kg	14,827	4,000	1,350	0,000	0,56	0,65	0,31
22	zavazadla 20 kg	20,000	4,000	1,350	0,000	0,75	0,86	0,42
23	zavazadla 60 kg	60,000	4,000	1,350	0,000	2,25	2,60	1,25
24	palivo 80 l (hl.)	57,464	2,484	1,122	0,000	254,74	254,74	0,63
25	palivo 50 l (hl.)	35,915	2,484	1,122	0,000	159,21	159,21	0,39
26	2 pasažéři 2×65 kg	130,000	3,518	1,485	0,000	22,54	17,77	26,44
27	1 pasažér 65 kg	65,000	3,518	1,485	0,292	6,27	4,32	8,85
28	palivo 80 l (vnějš.)	575,484	2,664	1,358	0,000	1098,52	1098,52	2,17
29	palivo 60 l (vnějš.)	43,098	2,664	1,358	0,000	823,89	823,89	1,62
30	palivo 40 l (vnějš.)	28,732	2,664	1,358	0,000	549,26	549,26	1,08
31	zavazadlo 10 kg	10,000	4,000	1,350	0,000	0,37	0,43	0,21
32	pasažéři 2×90 kg	180,000	3,518	1,485	0,000	31,20	24,61	36,60
33	2 piloti 90 kg vzadu	180,000	2,741	1,485	0,000	31,20	24,61	36,60
34	2 piloti 75 kg vpředu	150,000	2,659	1,485	0,000	26,17	20,64	30,69
35	palivo 28 l (hl.)	20,182	2,484	1,122	0,000	89,47	89,47	0,22
36	2 piloti 75,4 kg vpředu	150,782	2,651	1,485	0,000	26,10	20,58	30,62
37	palivo 51,6 l (hl.)	37,182	2,484	1,122	0,000	164,83	164,83	0,40
38	zavazadla 20,8 kg	20,830	4,000	1,350	0,000	0,78	0,90	0,44
39	zavazadla 59,6 kg	56,582	4,000	1,350	0,000	2,23	2,58	1,24
40	palivo 60,8 l (vnějš.)	43,782	2,664	1,358	0,000	836,97	836,97	1,65
41	palivo 92,6 l (vnějš.)	66,672	2,664	1,358	0,000	1274,55	1274,55	2,52
42	palivo 68,8 l (vnějš.)	49,562	2,664	1,358	0,000	947,46	947,46	1,86
43	zavazadla 21,3 kg	21,312	4,000	1,350	0,000	0,80	0,92	0,45
44	2 pasažéři 2×94,3 kg	188,535	3,518	1,485	0,000	32,68	25,77	38,34
45	1 pasažér 59,6 kg	59,582	3,518	1,485	0,292	5,75	3,96	8,11
46	2 piloti 86 kg vzadu	172,000	2,741	1,485	0,000	29,81	23,52	34,97

Tab. A.2: Hmotové konfigurace letounu Z-143 LSi

č. konfigurace	popis konfigurace	hmotnost [kg]	$x_t[\%_{SAT}]$	$x_t[m]$
1U	1	902,818	19,617	2,406
2U	1+11	989,218	20,020	2,412
13U	2	902,818	19,953	2,411
14U	2+11	989,218	20,381	2,417
25U	5	979,818	21,187	2,429
26U	5+11	1066,218	21,489	2,434
37U	6	979,818	20,727	2,423
38U	6+11	1066,218	21,067	2,428
49U	3	959,818	20,102	2,413
50U	3+11	1046,000	20,501	2,419
61U	4	959,818	20,743	2,423
62U	4+11	1046,218	21,088	2,428
73U	1+7	1059,818	21,633	2,436
85U	8+35	1080,000	22,831	2,454
88U	11+36	1080,000	21,233	2,430
89U	8+37	1080,000	22,863	2,454
104U	7+37	1080,000	21,744	2,438
160U	1+2+22	922,818	21,412	2,433
161U	1+11+22	1009,218	22,127	2,443
162U	5+31	972,818	22,271	2,446
163U	5+11	1049,218	21,489	2,434
164U	11+19	1078,268	22,211	2,445
165U	19	991,868	21,981	2,441
1666U	34	992,818	20,987	2,426
3N	1+1+12	1085,418	22,519	2,449
4N	1+1+10	959,818	25,459	2,493
5N	1+1+10+11	1046,218	25,410	2,492
6N	1+1+10+12	1125,418	26,221	2,504
7N	1+1+9	1074,038	31,575	2,584
8N	1+1+8+11	1160,438	31,075	2,577
9N	1+1+9+12	1239,638	31,450	2,582
10N	1+1+10+15	1036,928	30,579	2,569
11N	1+1+10+11+26	1176,218	33,024	2,606
12N	1+1+10+12+26	1255,418	33,271	2,609
15N	1+2+12	1085,418	22,853	2,454
16N	1+2+10	959,818	25,837	2,499
17N	1+2+10+11	1046,218	25,756	2,497
18N	1+2+10+12	1125,418	26,543	2,509
19N	1+2+9	1074,038	31,913	2,589
20N	1+2+9+11	1160,438	31,388	2,581
21N	1+2+9+12	1239,638	31,742	2,586
22N	1+2+10+13	1063,818	32,530	2,598
23N	1+2+10+11+26	1176,218	33,333	2,610
24N	1+2+10+12+26	1255,418	33,450	2,614

Pokračování na následující straně

Tab. A.2 – Pokračování z předchozí strany

č. konfigurace	popis konfigurace	hmotnost [kg]	$x_t[\%_{SAT}]$	$x_t[m]$
27N	1+5+12	1145,418	23,353	2,462
28N	1+5+10	1019,818	26,222	2,504
29N	1+5+10+11	1106,218	26,116	2,503
30N	1+5+10+12	1185,418	26,839	2,513
31N	1+5+9	1134,038	31,938	2,589
32N	1+5+9+11	1220,438	31,437	2,582
33N	1+5+9+12	1299,638	31,772	2,587
34N	1+5+10+26	1149,818	33,920	2,619
35N	1+5+10+11+26	1236,218	33,287	2,609
36N	1+5+10+12+26	1315,418	33,507	2,613
39N	1+6+12	1145,418	23,986	2,471
40N	1+6+10	1019,818	26,933	2,515
41N	1+6+10+11	1106,218	26,772	2,512
42N	1+6+10+12	1185,418	27,451	2,523
43N	1+6+9	1134,038	32,577	2,599
44N	1+6+9+11	1220,438	32,031	2,591
45N	1+6+9+12	1399,638	32,330	2,595
46N	1+6+22+26	1129,818	32,920	2,604
47N	1+6+10+11+26	1236,218	33,873	2,618
48N	1+6+10+12+26	1315,418	34,058	2,621
51N	1+3+12	1125,418	22,876	2,454
52N	1+3+10	999,818	25,743	2,497
53N	1+3+10+11	1086,218	25,673	2,496
54N	1+3+10+12	1165,418	26,438	2,507
55N	1+3+9	1114,038	31,610	2,584
56N	1+3+9+11	1200,438	31,124	2,577
57N	1+3+9+12	1279,638	31,484	2,583
58N	1+3+9+22	1134,038	33,287	2,609
59N	1+3+9+11+22	1220,438	32,690	2,601
60N	1+3+9+12+22	1399,638	32,949	2,604
63N	1+4+12	1125,418	23,413	2,462
64N	1+4+10	999,818	26,347	2,506
65N	1+4+10+11	1086,218	26,229	2,504
66N	1+4+10+12	1165,418	26,957	2,515
67N	1+4+9	1114,038	32,153	2,593
68N	1+4+9+11	1200,438	31,628	2,585
69N	1+4+9+12	1279,638	31,957	2,590
70N	1+4+22+26	1109,818	32,500	2,598
71N	1+4+9+11+22	1220,438	33,186	2,608
72N	1+4+9+12+22	1299,638	33,414	2,611
74N	1+7+11	1146,218	23,056	2,457
76N	1+7+10	1099,818	26,683	2,511
77N	1+7+10+11	1186,218	26,550	2,509
78N	1+7+10+12	1265,418	27,200	2,519

Pokračování na následující straně

Tab. A.2 – Pokračování z předchozí strany

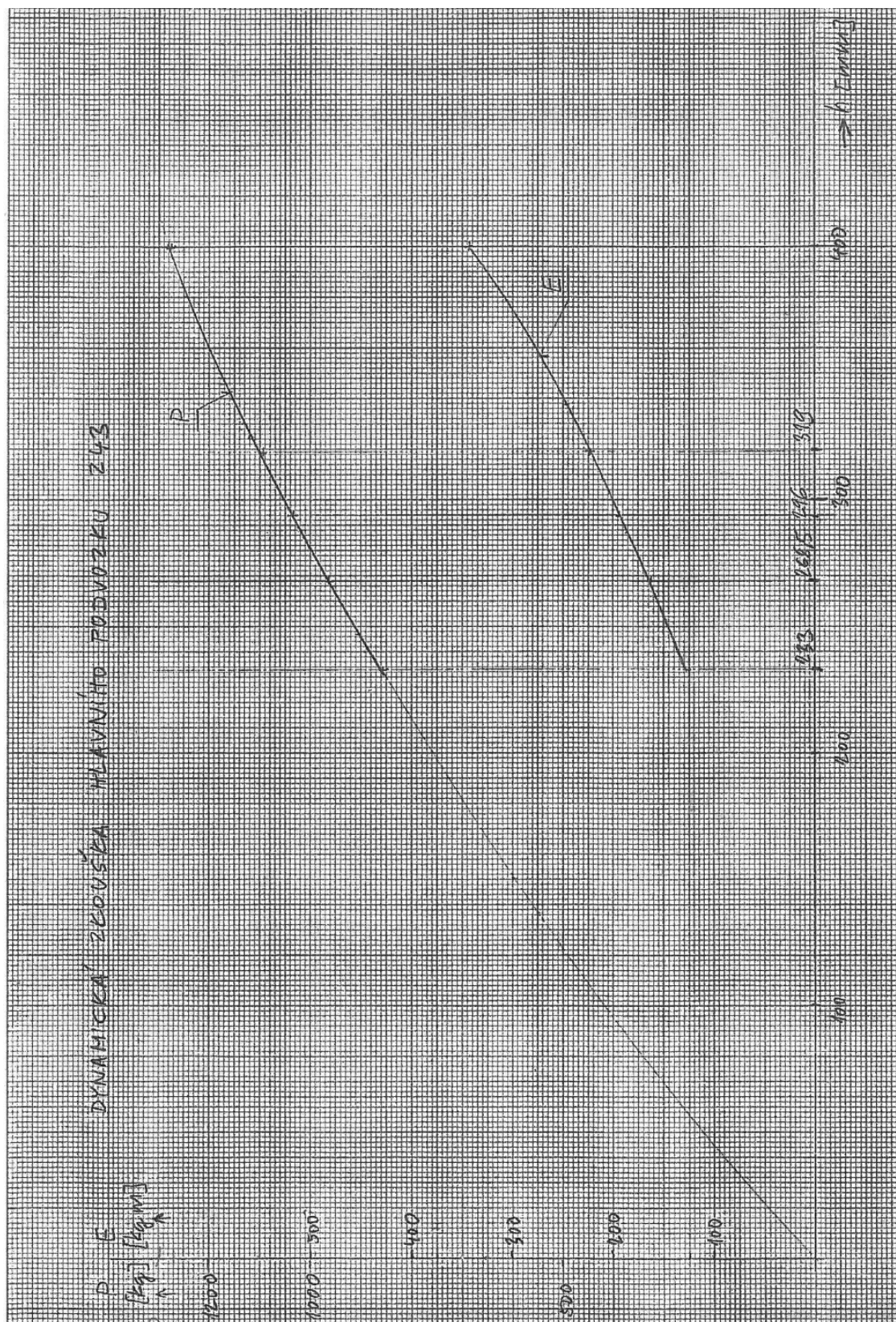
č. konfigurace	popis konfigurace	hmotnost [kg]	$x_t[\%_{SAT}]$	$x_t[m]$
79N	1+7+9	1214,038	31,978	2,590
80N	1+7+9+11	1300,438	31,505	2,583
81N	1+7+9+11+42	1350,000	31,705	2,586
86N	1+8+11	1146,218	24,110	2,473
87N	1+8+12	1225,418	24,940	2,485
90N	1+8+10+12	1265,418	28,155	2,553
91N	1+8+9	1214,038	32,974	2,605
92N	1+8+9+11	1300,438	32,340	2,597
93N	1+8+9+11+42	1350,000	32,601	2,599
94N	1+8+9+21	1228,865	34,104	2,622
95N	1+8+9+11+30+38	1350,000	33,985	2,620
97N	1+7+9+11+21+30	1343,997	32,672	2,600
98N	1+8+10+11+13+28	1347,682	33,119	2,607
99N	1+7+12+13	1329,418	29,457	2,552
100N	1+8+11+32	1326,218	33,638	2,615
103N	1+9+12+19+43	1350,000	33,955	2,619
105N	1+8+10	1099,818	27,782	2,527
106N	1+8+10+11	1186,218	27,569	2,524
107N	1+1+23	979,812	27,525	2,524
108N	1+1+11+23	1066,218	27,309	2,520
109N	1+1+12+23	1145,418	27,975	2,530
110N	1+1+15+23	1056,928	32,397	2,596
111N	1+1+11+15+23	1143,328	31,828	2,588
112N	1+1+12+15+23	1222,528	32,159	2,593
113N	1+2+23	979,818	27,895	2,529
114N	1+2+11+23	1066,218	27,649	2,526
115N	1+2+12+23	1145,418	28,292	2,535
116N	1+2+15+23	1056,928	32,740	2,601
117N	1+2+11+15+23	1143,328	32,145	2,592
118N	1+2+12+15+23	1222,528	32,455	2,597
119N	1+5+23	1039,818	28,154	2,533
120N	1+5+11+23	1126,218	27,902	2,529
121N	1+5+12+23	1205,418	28,495	2,538
122N	1+5+15+23	1116,928	32,721	2,601
123N	1+5+11+15+23	1203,328	32,157	2,593
124N	1+5+12+15+23	1282,528	32,452	2,597
125N	1+6+23	1039,818	28,852	2,543
126N	1+6+11+23	1126,218	28,546	2,539
127N	1+6+12+23	1205,418	29,097	2,547
128N	1+6+15+23	1116,928	33,371	2,611
129N	1+6+11+15+23	1203,328	32,760	2,602
130N	1+6+12+15+23	1282,528	33,018	2,605
131N	1+3+23	1019,818	27,722	2,527
132N	1+33+11+23	1106,218	27,499	2,523

Pokračování na následující straně

Tab. A.2 – Pokračování z předchozí strany

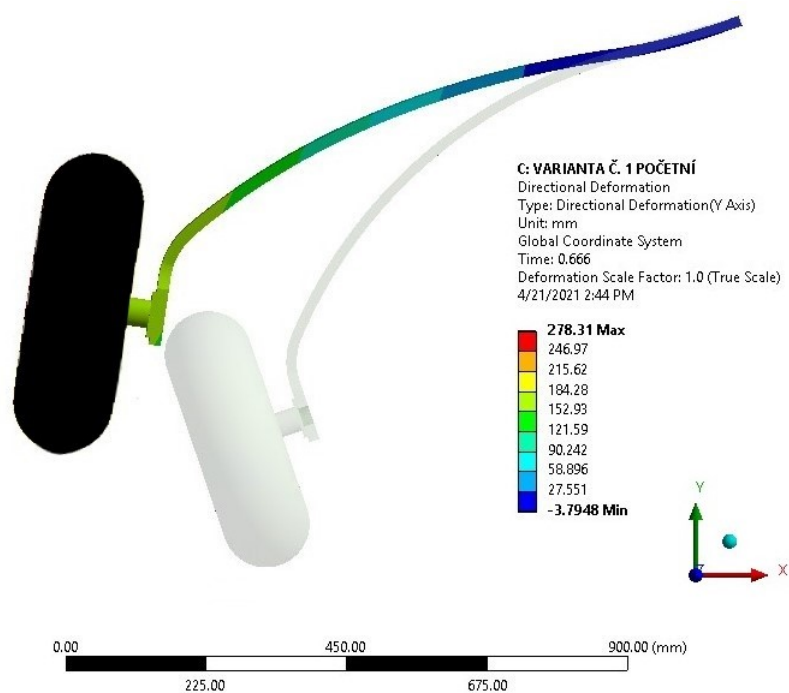
č. konfigurace	popis konfigurace	hmotnost [kg]	$x_t[\%_{SAT}]$	$x_t[m]$
133N	1+3+12+23	1185,418	28,130	2,533
134N	1+3+15+23	1096,928	32,403	2,596
135N	1+3+11+15+23	1183,328	31,852	2,588
136N	1+3+12+15+23	1262,528	32,171	2,593
137N	1+4+23	1019,818	28,315	2,535
138N	1+4+11+23	1106,218	28,045	2,531
139N	1+4+12+23	1185,418	28,639	2,540
140N	1+4+15+23	1096,928	32,954	2,604
141N	1+4+11+15+23	1183,328	32,363	2,596
142N	1+4+12+15+23	1262,528	32,650	2,600
143N	1+7+23	1119,818	28,468	2,538
144N	1+7+11+23	1206,218	28,210	2,534
145N	1+7+12+39	1285,000	28,716	2,541
146N	1+7+15+23	1196,928	32,710	2,601
147N	1+7+11+15+23	1283,328	32,181	2,593
148N	1+7+12+27+39	1350,000	31,874	2,588
149N	1+8+23	1119,818	29,548	2,554
150N	1+8+11+23	1206,218	29,212	2,549
151N	1+8+12+39	1285,000	29,657	2,555
152N	1+8+15+23	1196,928	33,720	2,616
153N	1+8+11+15+23	1283,328	33,123	2,607
154N	1+8+12+27+39	1350,000	32,770	2,602
180N	1+18+44+46	1285,000	34,004	2,620
181N	1+11+32+33+40	1350,000	33,619	2,614
183N	1+8+11+15+23+41	1350,000	33,312	2,610
185N	1+8+10+11+13	1390,218	32,948	2,604
186N	1+9+11+19+22+30	1398,220	33,745	2,616
187N	18+11+23+27+30	1399,950	32,638	2,600
188N	1+7+9+21	1228,865	33,121	2,607
189N	1+7+12+45	1285,000	27,215	2,519

B Dynamická zkouška hlavního podvozku

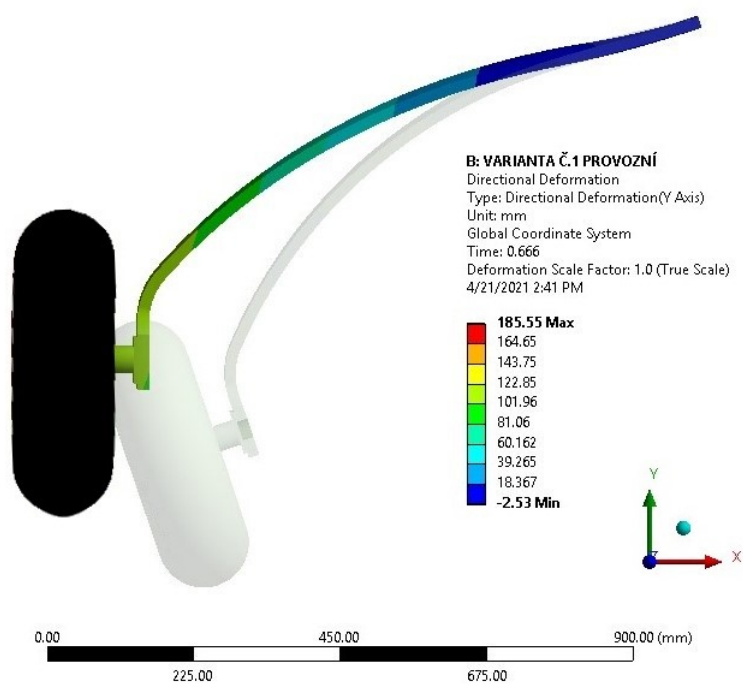


Obr. B.1: Dynamická zkouška hlavního podvozku Z-43

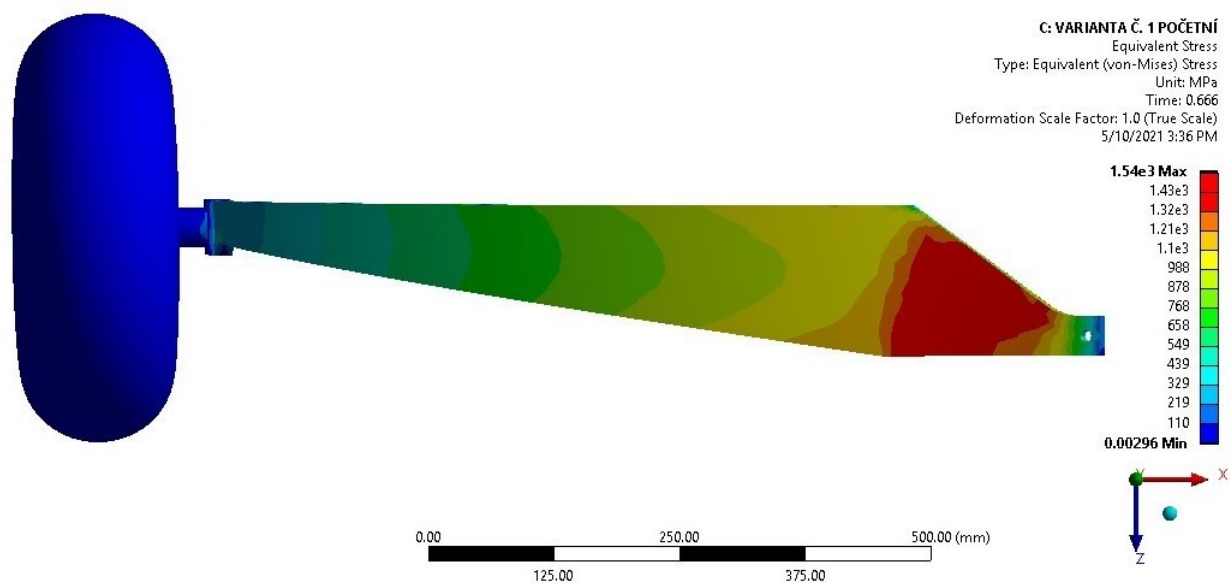
C Výsledky MKP analýzy



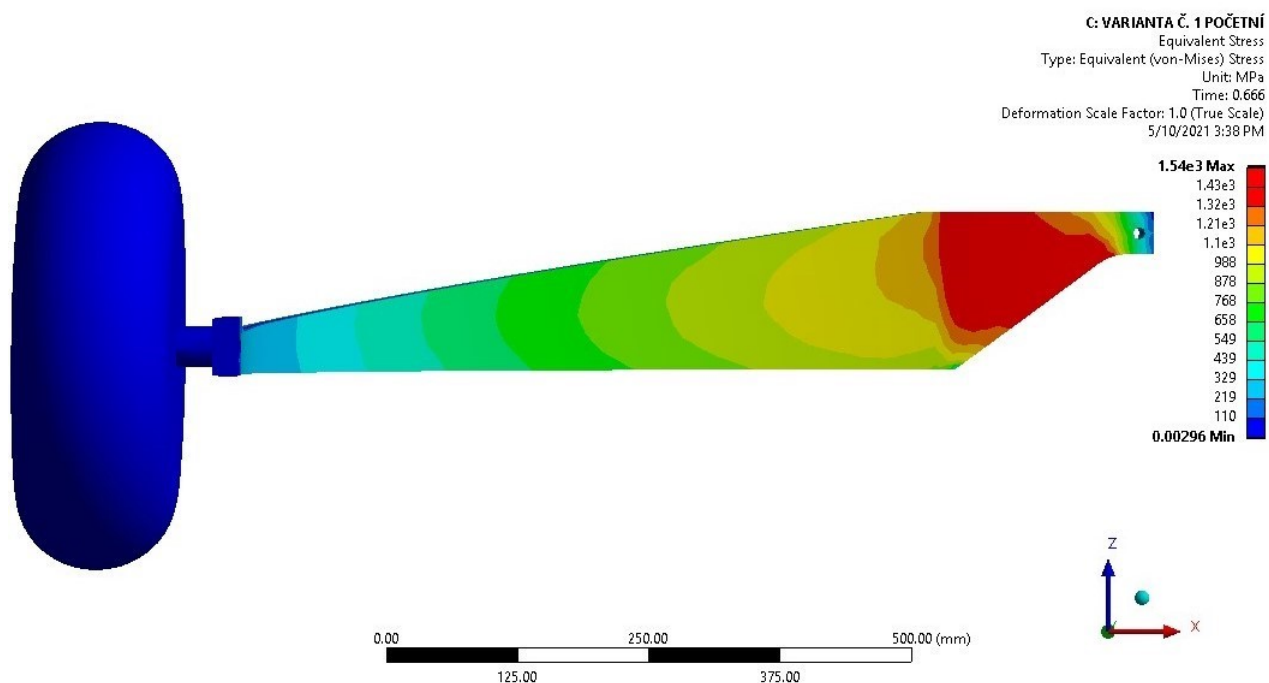
Obr. C.1: Deformace varianty č. 1 při početním zatížení



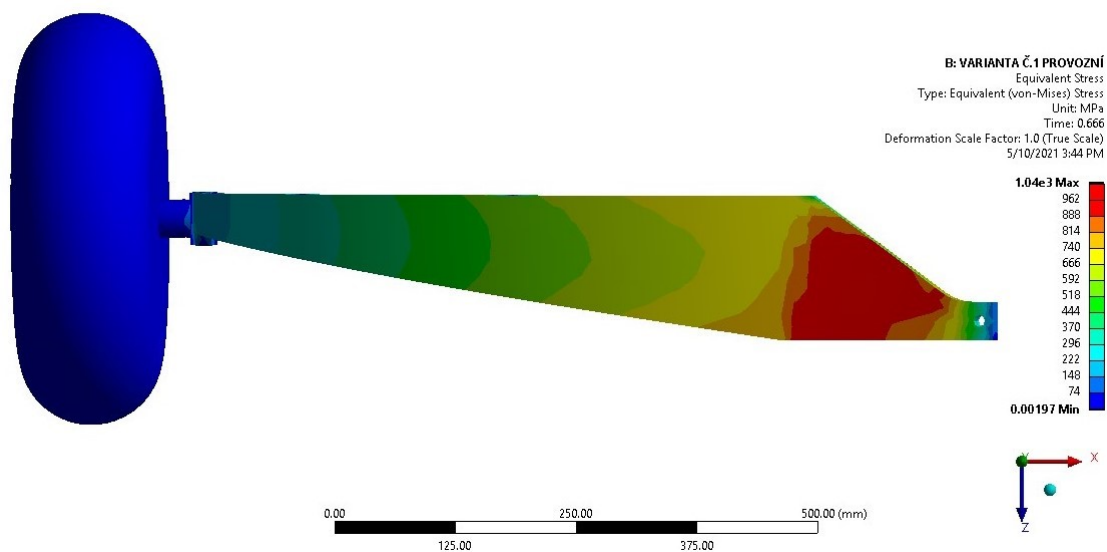
Obr. C.2: Deformace varianty č. 1 při provozním zatížení



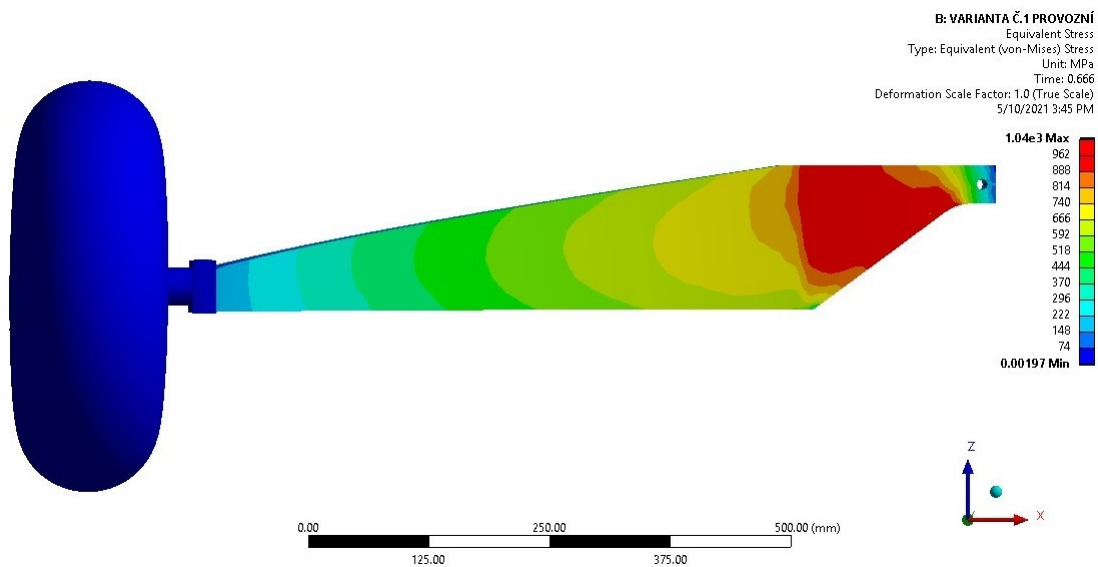
Obr. C.3: Napětí varianty č. 1 při početním zatížení - shora



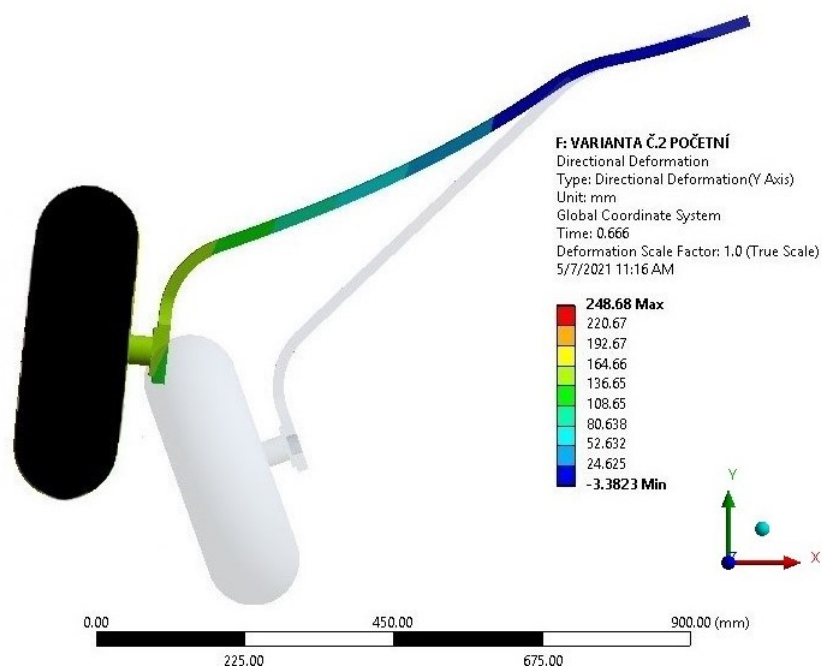
Obr. C.4: Napětí varianty č. 1 při početním zatížení - zespodu



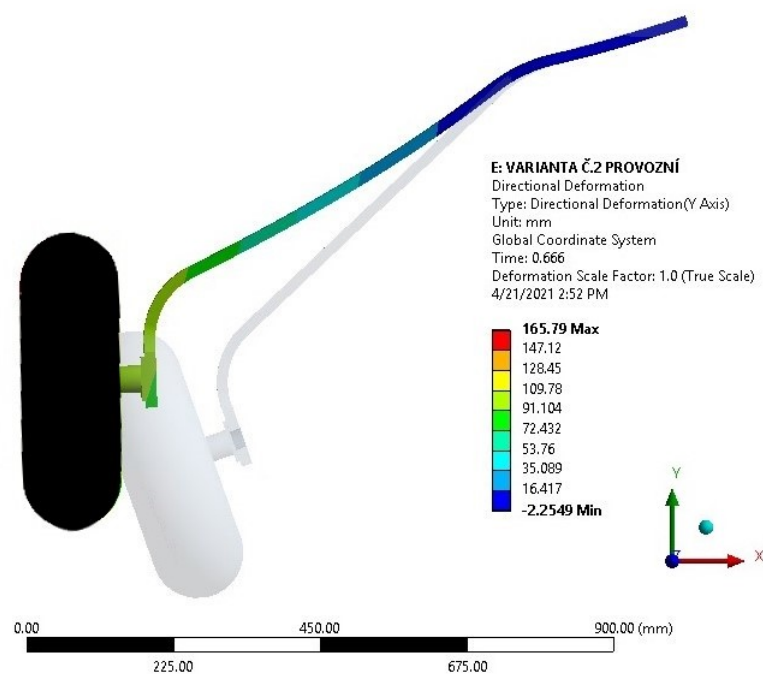
Obr. C.5: Napětí varianty č. 1 při provozním zatížení - shora



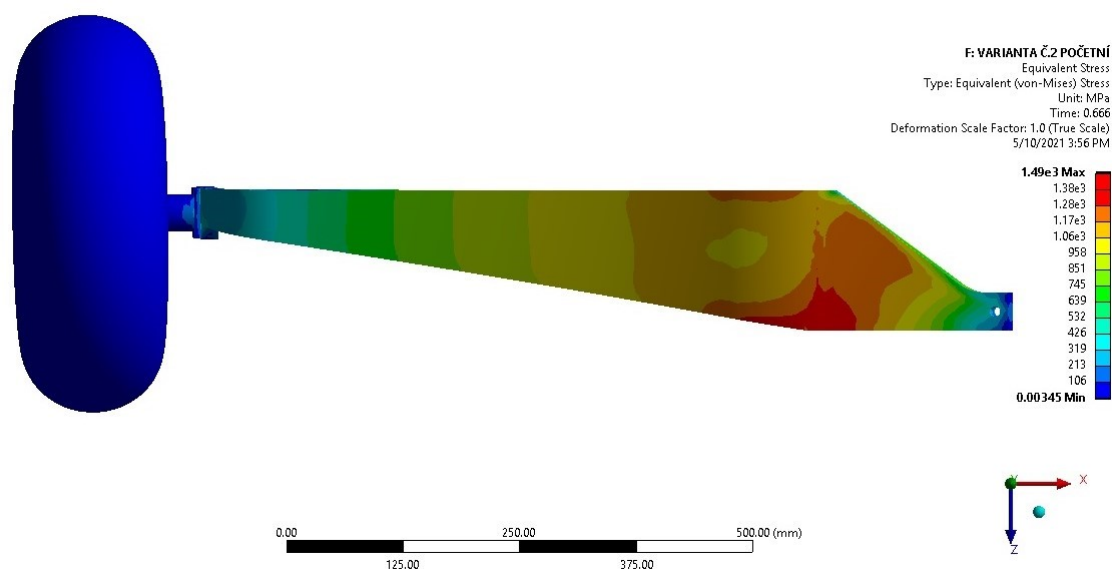
Obr. C.6: Napětí varianty č. 1 při provozním zatížení - zespodu



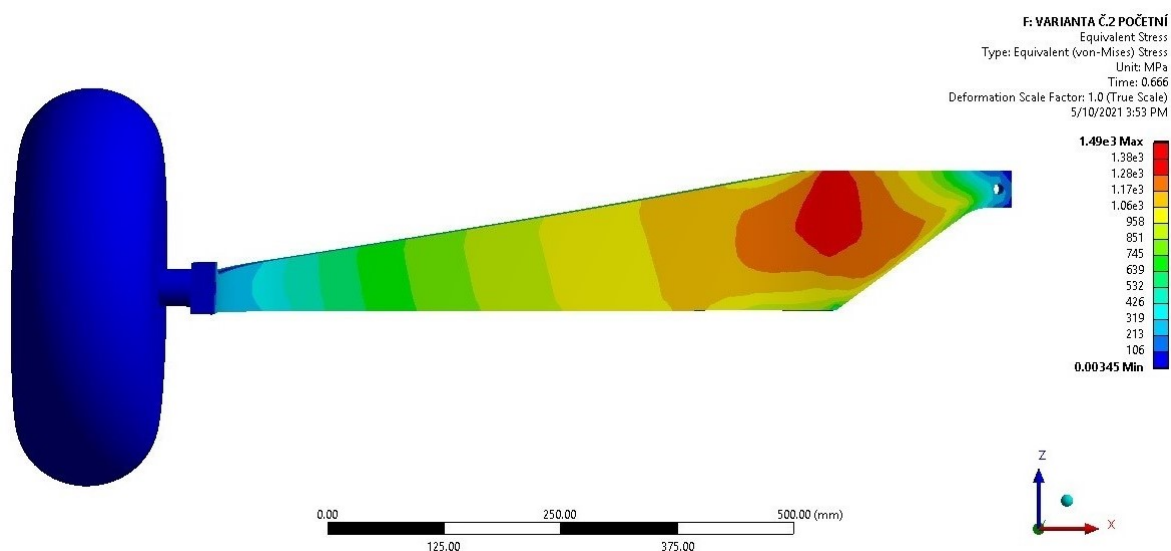
Obr. C.7: Deformace varianty č. 2 při počtním zatížení



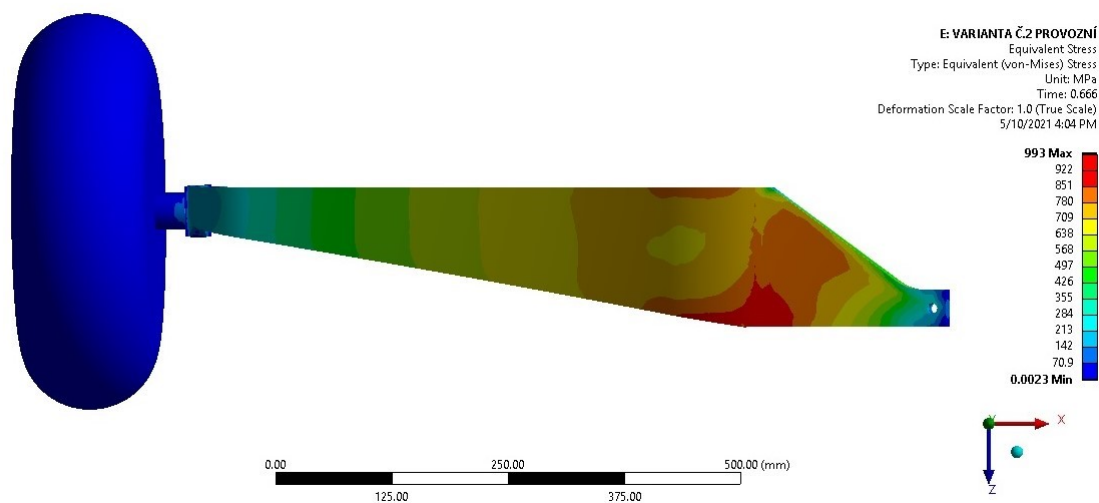
Obr. C.8: Deformace varianty č. 2 při počtním zatížení



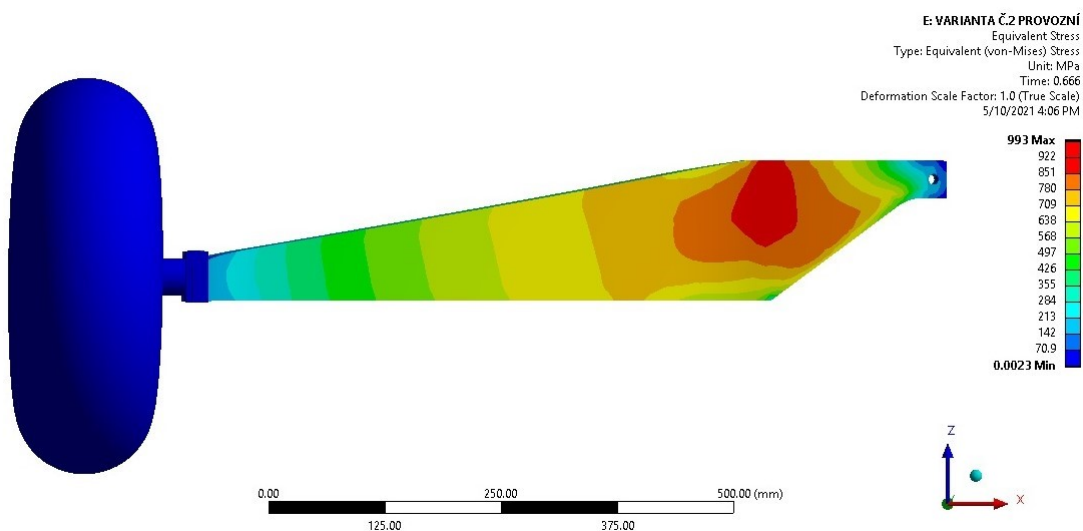
Obr. C.9: Napětí varianty č. 2 při početním zatížení - shora



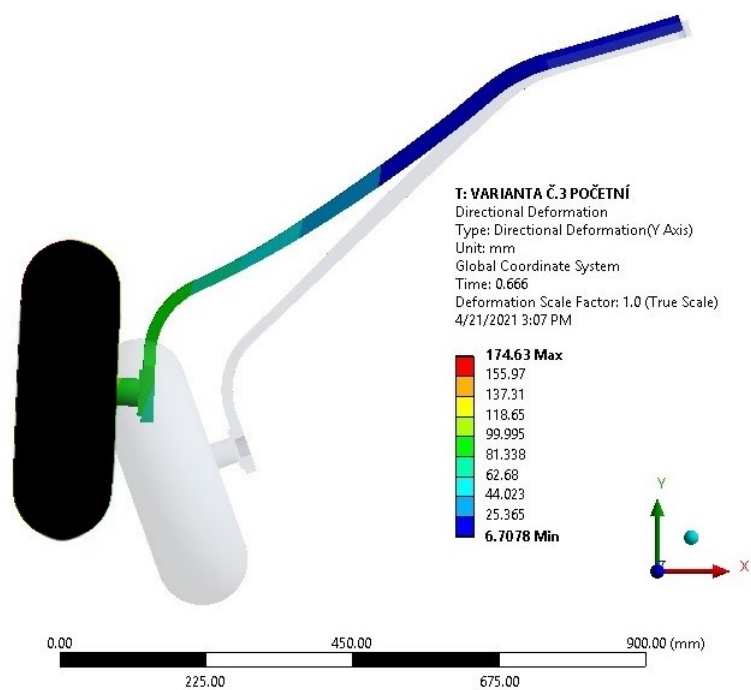
Obr. C.10: Napětí varianty č. 2 při početním zatížení - zespodu



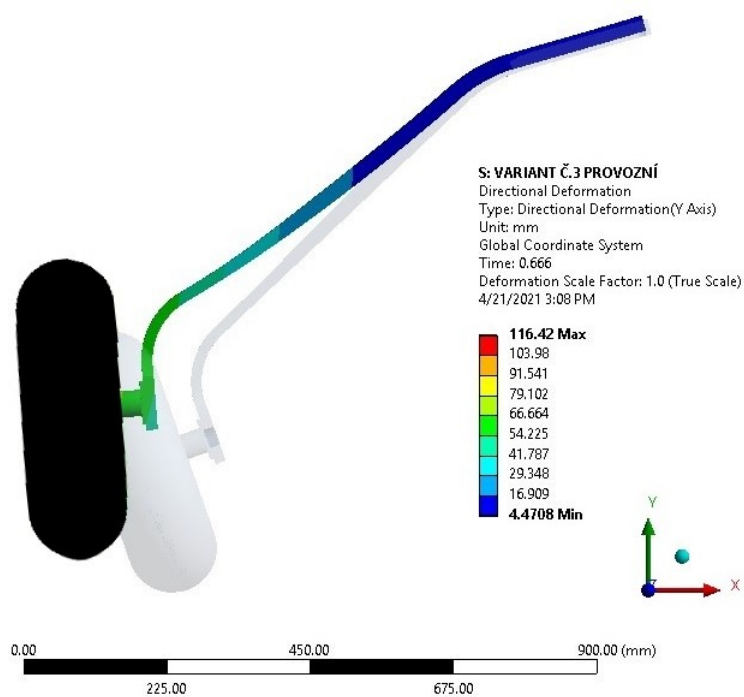
Obr. C.11: Napětí varianty č. 2 při provozním zatížení - shora



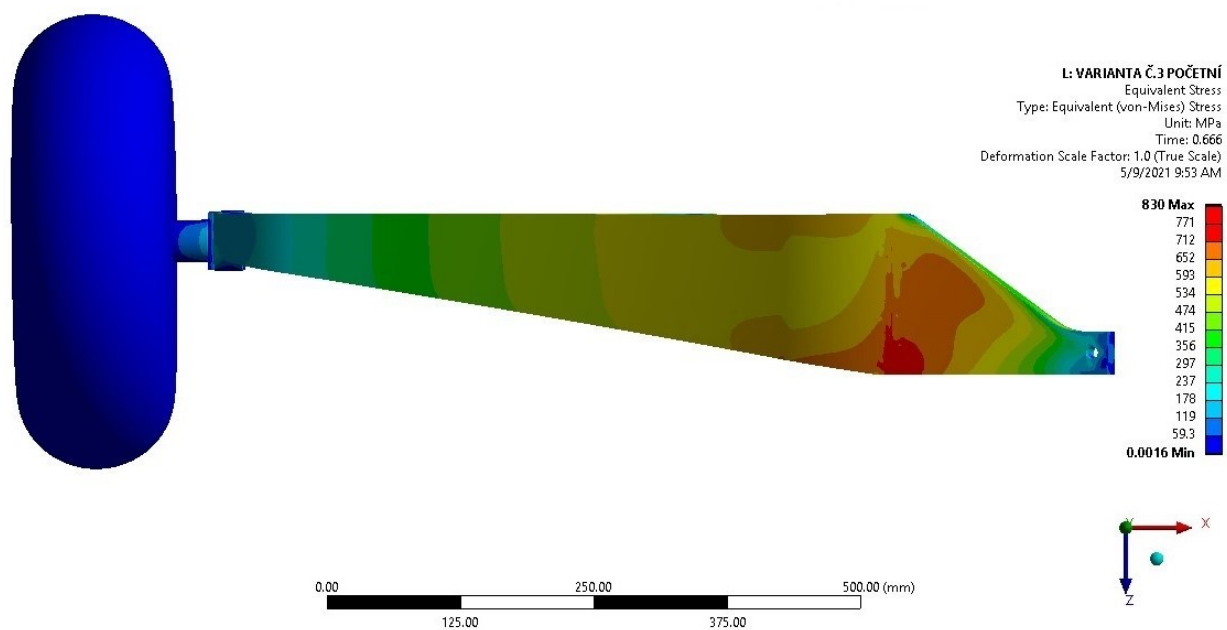
Obr. C.12: Napětí varianty č. 2 při provozním zatížení - zespodu



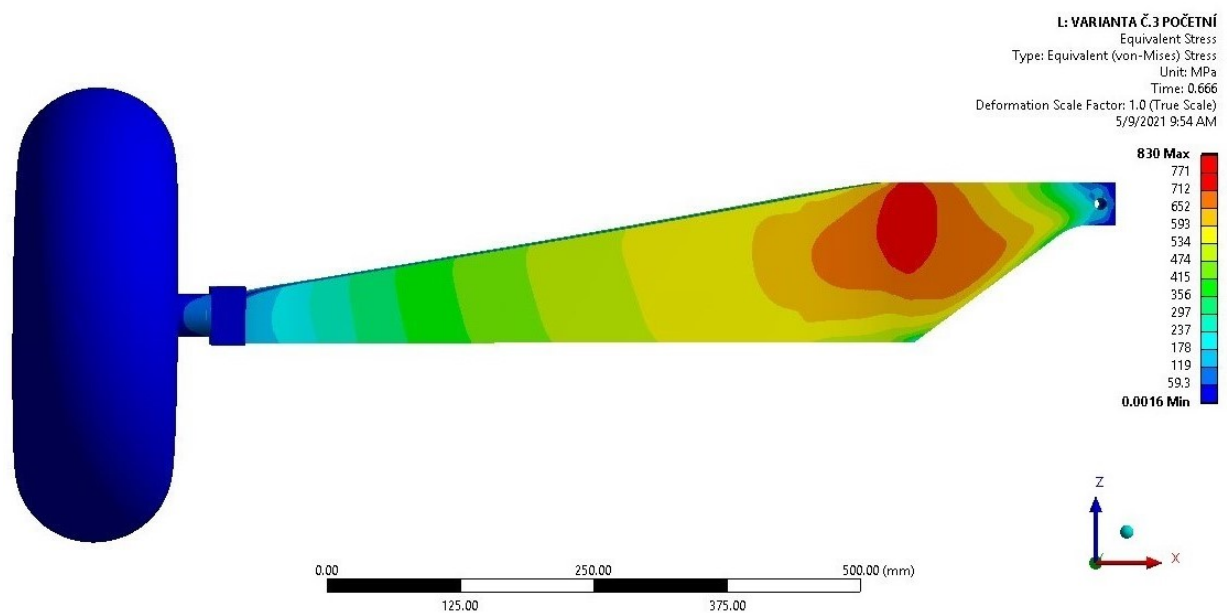
Obr. C.13: Deformace varianty č. 3 při počtním zatížení



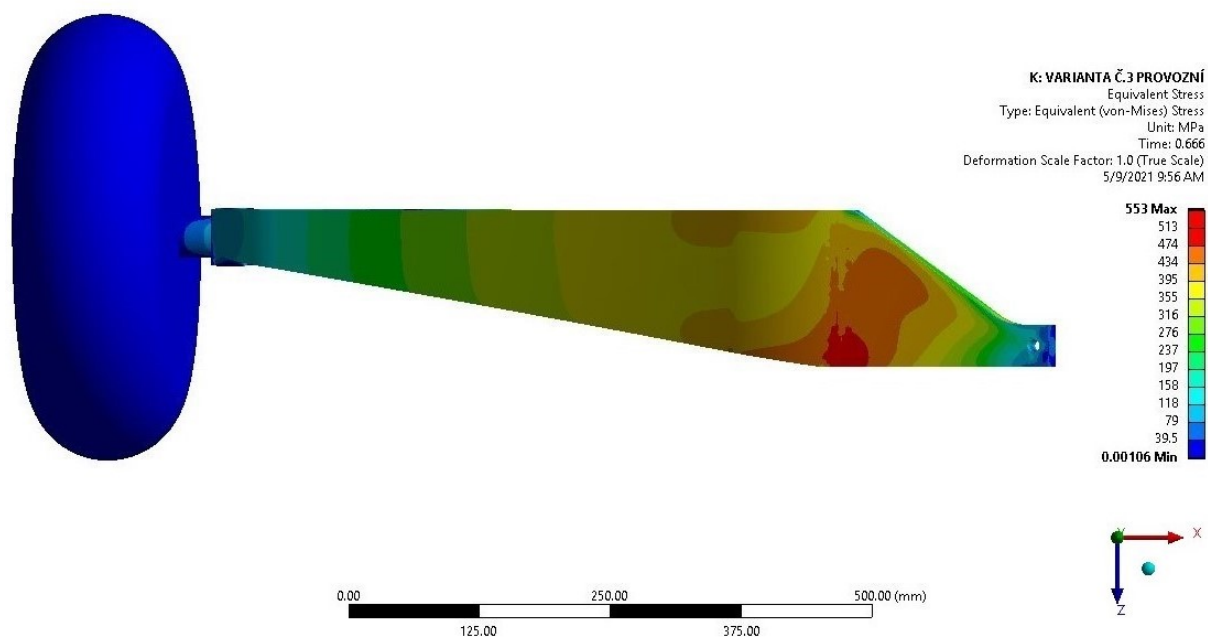
Obr. C.14: Deformace varianty č. 3 při počtním zatížení



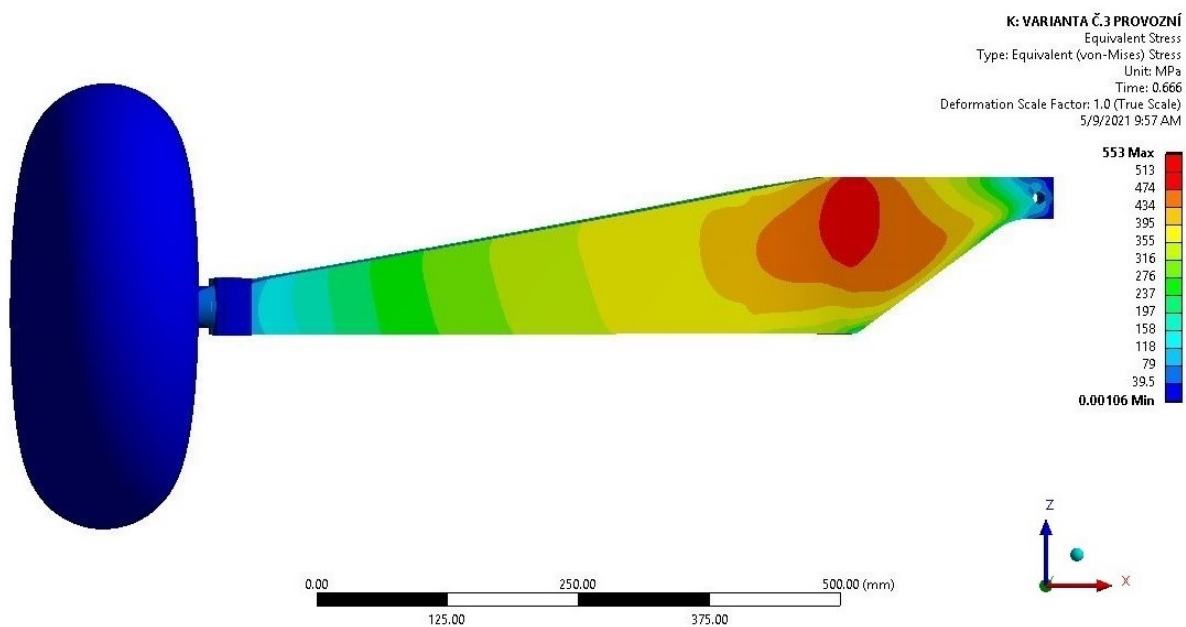
Obr. C.15: Napětí varianty č. 3 při početním zatížení - shora



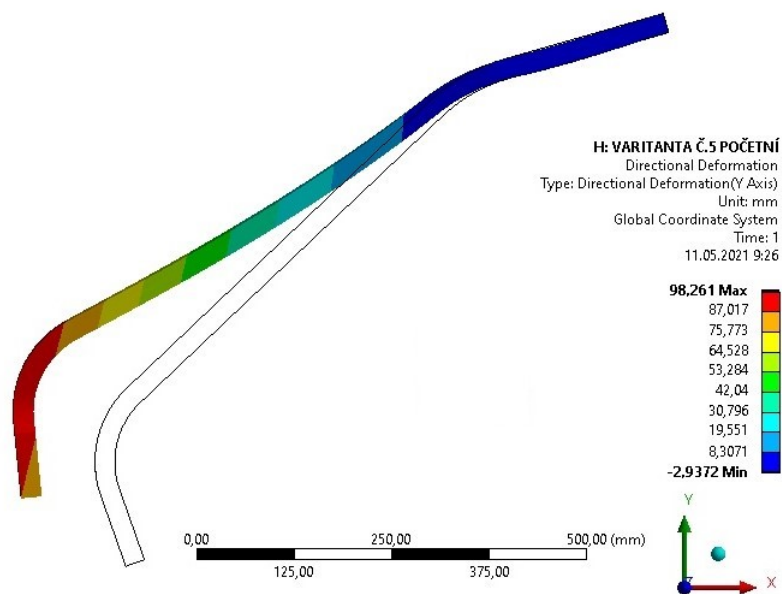
Obr. C.16: Napětí varianty č. 3 při početním zatížení - zespodu



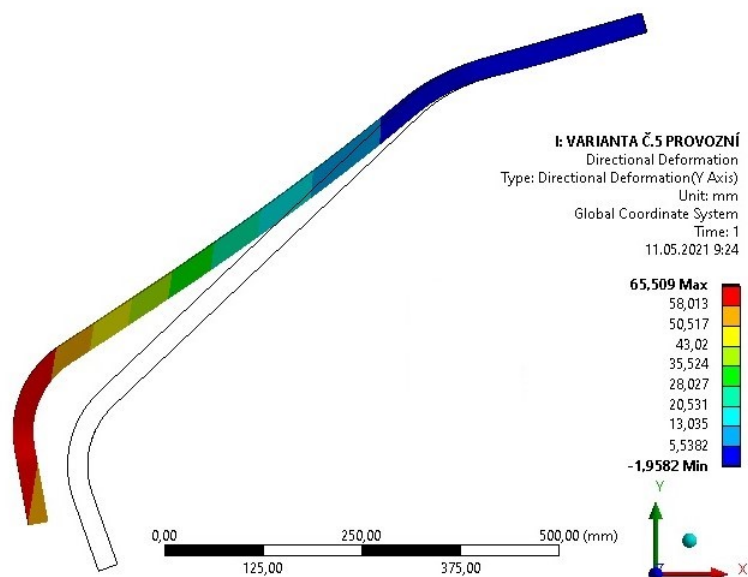
Obr. C.17: Napětí varianty č. 3 při provozním zatížení - shora



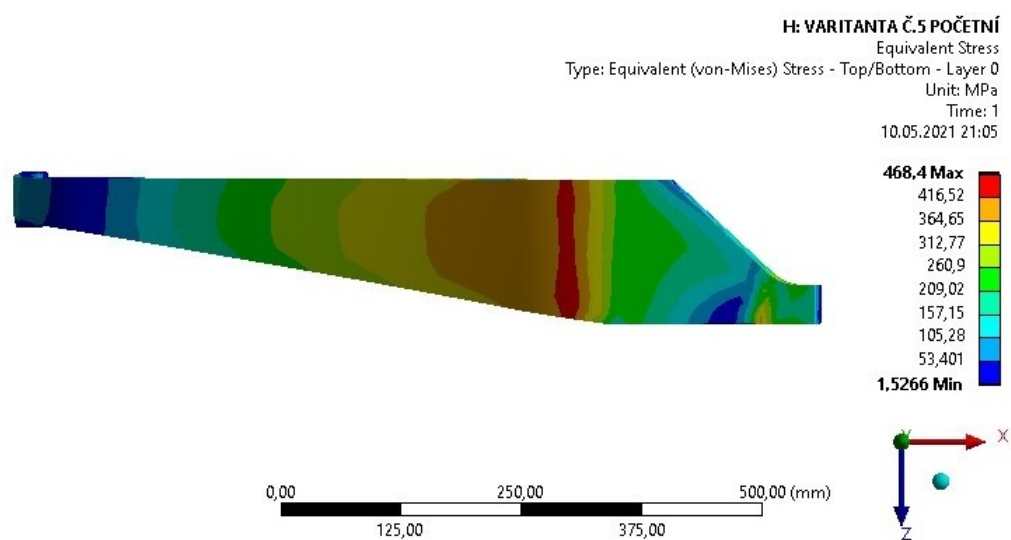
Obr. C.18: Napětí varianty č. 3 při provozním zatížení - zespodu



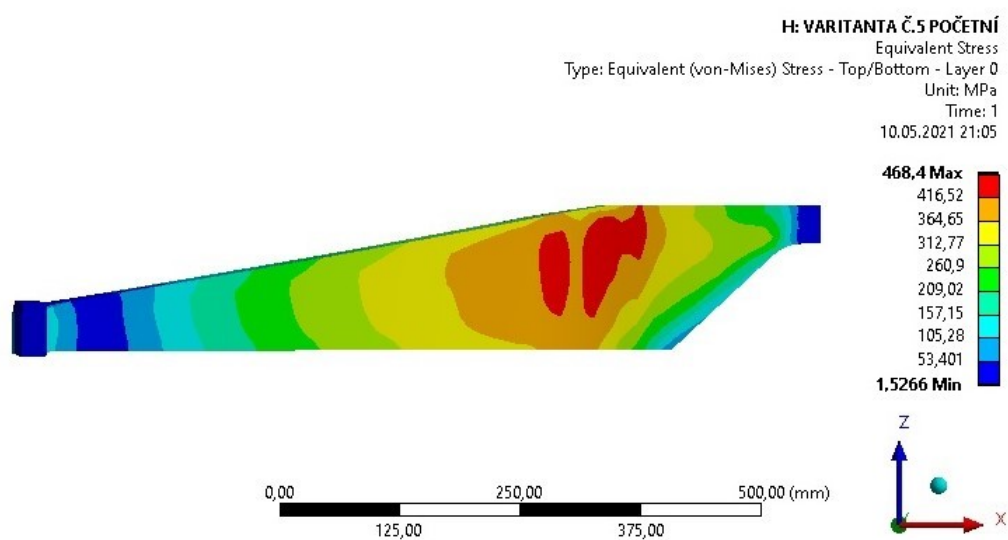
Obr. C.19: Deformace varianty č. 5 při početním zatížení



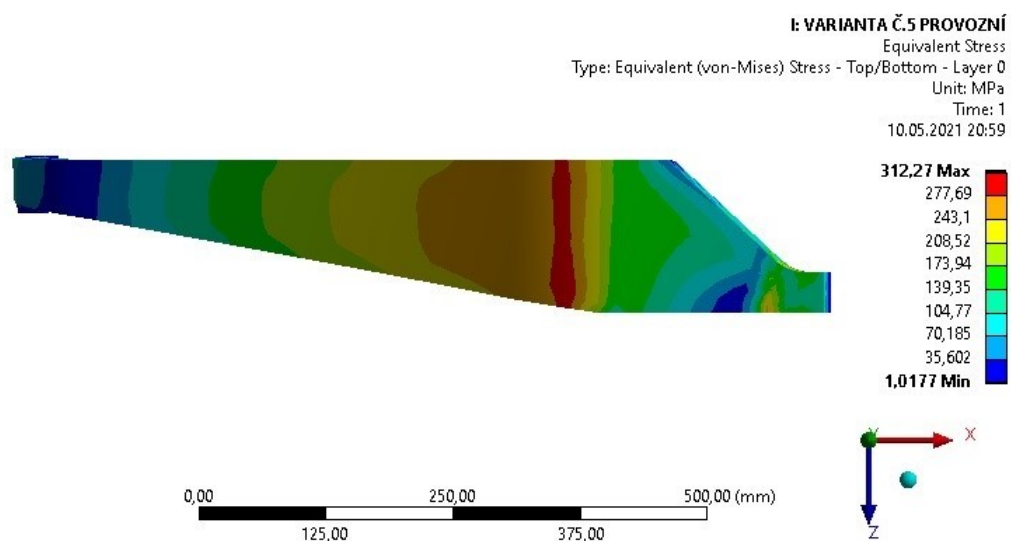
Obr. C.20: Deformace varianty č. 5 při početním zatížení



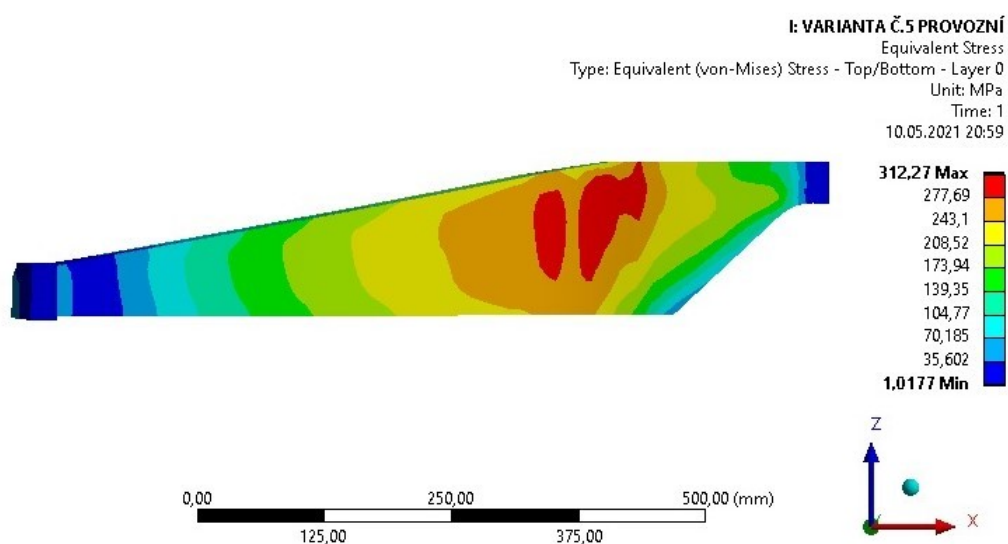
Obr. C.21: Napětí varianty č. 5 při počtním zatížení - shora



Obr. C.22: Napětí varianty č. 5 při počtním zatížení - zespodu



Obr. C.23: Napětí varianty č. 5 při provozním zatížení - shora



Obr. C.24: Napětí varianty č. 5 při provozním zatížení - zespodu